Bureau enquêtes accidents Défense

RAPPORT PUBLIC D'ENQUETE TECHNIQUE

BEAD-S-2003-017-A



Date de l'événement	**: 20 juillet 2003**
Lieu de l'événement	**: Pic de l'Arbizon** **commune d'Ancizan (65)**
Appareil :	
Type	**: Hélicoptère BK 117 C2**
Immatriculation	**: F-ZBPC n°9009**
Organisme	**: Direction de la Défense et de la Sécurité civiles**
Unité	**: Base hélicoptères de Pau**

AVERTISSEMENT

COMPOSITION DU RAPPORT

Les faits, utiles à la compréhension de l’événement, sont exposés dans le premier chapitre du rapport. L'analyse des causes possibles de l’événement fait l'objet du deuxième chapitre. Le troisième chapitre tire les conclusions de cette analyse et présente les causes certaines ou possibles. Enfin, dans le dernier chapitre, des propositions en matière de prévention sont présentées.

UTILISATION DU RAPPORT

L’objectif du rapport d’enquête technique est d’identifier les causes de l’événement et de formuler des recommandations de sécurité. En conséquence, l’utilisation exclusive de la deuxième partie de ce rapport et des suivantes à d’autres fins que celle de la prévention pourrait conduire à des interprétations erronées.

TABLE DES MATIÈRES

GLOSSAIRE

AHRS	*Attitude and heading reference system* (Centrale d'assiette et de cap)
ALAT	Aviation légère de l'armée de terre
APM	*Autopilote Module* (Module pilote automatique)
BEAD	Bureau enquêtes accidents défense
BGTA	Brigade de gendarmerie des transports aériens
BTA	Boîte de transmission arrière
BTI	Boîte de transmission intermédiaire
BTP	Boîte de transmission principale
CEAT	Centre d'essais aéronautiques de Toulouse
CEMPN	Centre d'expertises médicales du personnel navigant
CEPr	Centre d'essais des propulseurs
CEV	Centre d'essais en vol
CRM	*Crew ressource management* (gestion des ressources de l'équipage)
CRS	Compagnie républicaine de sécurité
DDSC	Direction de la défense et de la sécurité civiles
EC	Eurocopter
ECD	Eurocopter DEUTSCHLAND (Allemagne)
ETO	Evaluation technico-opérationnelle
FAA	*Federal aviation agency* (agence fédérale de l'aviation).
ft	*Feet* (pied – 1 ft = 0,3048 mètre)
GHSC	Groupement d'hélicoptères de la Sécurité civile
GMA	Groupement des moyens aériens

HES	Hors effet de sol
LTE	*Loss of tail rotor effectiveness* (Perte de l’efficacité du rotor de queue)
MRP	Moyeu rotor principal
MSS	Mécanicien sauveteur secouriste
PA	Pilote automatique
RAC	Rotor anticouple
SAMU	Service d’aide médicale urgente
SMUR	Service médical d’urgence
TL	Turbine libre
TRO	Kérosène
VEMD	*Vehicle engine management display* (affichage de gestion des paramètres moteur)
VHF	Très haute fréquence

SYNOPSIS

- **Date de l'événement** : 20 juillet 2003 vers 17 heures 50 minutes[1].
- **Lieu de l'événement** : face nord du Pic de l'Arbizon, commune d'Ancizan, Hautes-Pyrénées (64), à 2500 mètres d'altitude.
- **Service** : base hélicoptères de la sécurité civile de Pau.
- **Commandement** : ministère de l'intérieur, direction de la défense et de la sécurité civiles (DDSC), groupement des moyens aériens (GMA), groupement d'hélicoptères de la sécurité civile (GHSC).
- **Aéronef** : hélicoptère BK 117 C2 (appellation commerciale EC[2] 145) – immatriculé F-ZBPC – N°9009, équipé de deux moteurs Ariel 1 E2 N°18608 et N°18609
- **Nature du vol** : mission de secours en montagne
- **Nombre de personnes à bord** : six

  ⇒ un pilote, commandant de bord,

  ⇒ un mécanicien sauveteur secouriste (MSS),

  ⇒ deux CRS[3] secouristes en montagne,

  ⇒ un médecin,

  ⇒ un randonneur secouru.

Résumé de l'événement

Le dimanche 20 juillet 2003 à 17h00, le peloton de police de secours en montagne (PPSM) de Luchon signale au poste de secours en montagne de Gavarnie qu'un randonneur est bloqué dans la face nord de l'Arbizon.

A 17h20, l'hélicoptère d'alerte, un BK 117 C2 immatriculé F-ZBPC appartenant à la base hélicoptère de la Sécurité civile de Pau, décolle de Gavarnie avec cinq personnes à bord pour le secourir.

Passant le Pic de l'Arbizon, le randonneur est repéré à 2700 mètres d'altitude.

[1] Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en heures locales d'été (TU + 2 heures).
[2] EC : Eurocopter.
[3] CRS : compagnie républicaine de sécurité.

Aux vues de la topographie dégagée des lieux, le pilote décide d'effectuer un poser « patin » pour le récupérer.

Il effectue son approche après une reconnaissance aérologique raccourcie, en longeant la pente « main gauche », tout en se gardant un dégagement à droite.

En finale d'approche, le pilote met son appareil en appui « patin gauche », sur un petit éperon rocheux, aux pieds du randonneur.

Le randonneur est aussitôt hissé à bord. L'appareil décolle soit dans l'axe, soit à droite selon les témoignages.

L'hélicoptère se met aussitôt en rotation autour de son axe de lacet, à droite, tout en faisant des évolutions circulaires. Il perd de l'altitude et s'écrase à 2500 mètres d'altitude dans une rimaye. L'aéronef est détruit.

Les conséquences humaines de cet accident sont les suivantes :

- membres d'équipage : un décédé et quatre blessés graves,
- passager : légèrement blessé.

Enquête technique

- **Enquêteur désigné** : un officier enquêteur du Bureau enquêtes accidents défense de Brétigny sur Orge.
- **Enquêteur adjoint** : un officier enquêteur du BEAD.
- **Composition du groupe d'enquête :**
  - ⇒ un pilote expert BK 117 C2 du groupement d'hélicoptères de la sécurité civile,
  - ⇒ un mécanicien contrôleur expert BK 117 C2 du centre de maintenance de Nîmes Garons,
  - ⇒ un médecin du groupement des moyens aériens de la sécurité civile.

Organisation de l'enquête

Le dimanche 20 juillet 2003 à 20h00, un appel téléphonique du conseiller en sécurité aérienne de la DDSC signale au Bureau enquêtes accidents défense (BEAD) qu'un BK 117 C2 s'est écrasé en montagne dans la région d'Oloron Sainte-Marie dans les Hautes Pyrénées.

Dès le lendemain matin deux officiers enquêteurs du BEAD se rendent directement sur les lieux de l'évènement.

Parallèlement, et à la demande du BEAD, la DDSC désigne trois de ses personnels, un pilote, un mécanicien expert BK 117 C2 et un médecin enquêteur, pour assister l’enquêteur chargé des investigations.

Dès son arrivée, l’enquêteur du BEAD prend aussitôt contact avec la gendarmerie en charge de l’enquête judiciaire.

Le lundi 21 juillet 2003 vers 15h00, le groupe d’enquête est réuni sur la base hélicoptères de la sécurité civile de Pau.

Enquête judiciaire

- Le parquet de Tarbes a été saisi de l’affaire. Le procureur de la République a ouvert une information judiciaire.
- L’affaire a ensuite été transmise à un juge d’instruction
- Un officier de police judiciaire de la brigade de gendarmerie des transports aériens (BGTA) de Tarbes a, par ailleurs, été commis.
- Deux experts judiciaires ont été mandatés pour conduire les investigations techniques au profit de la justice.
- La section de recherche de la gendarmerie de Roissy est ensuite mandatée pour diriger l’enquête judiciaire.

1. RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1. DÉROULEMENT DU VOL

1.1.1. Mission

Indicatif mission	Dragon 64
Type de vol	Vol VFR[4] en montagne
Type de mission	Secours à personne en montagne
Point de départ	Poste de secours de montagne de Gavarnie (65)
Heure de départ	17h20
Point d'atterrissage prévu	Poste de secours de Gavarnie en fin de mission

1.1.2. Déclenchement de la mission

Le 20 juillet 2003 à 17h00, le poste de police de secours de montagne de Luchon (65), signale au poste de secours en montagne de Gavarnie (65) qu'un randonneur est bloqué dans la face nord du massif de l'Arbizon (65).

Le poste de secours de Gavarnie demande aussitôt à l'équipage d'alerte de la sécurité civile d'effectuer cette mission de secours à personne.

1.1.3. Préparation du vol

Après que le poste de secours de Luchon a demandé au poste de secours de Gavarnie de récupérer un randonneur bloqué dans une paroi située en haute montagne dans le massif de l'Arbizon, l'équipage d'alerte, composé du pilote et du MSS d'alerte, se réunit avec un médecin et deux CRS secouristes pour définir les modalités d'exécution de ce secours.

La personne à secourir étant supposée consciente, il est décidé de la récupérer par treuillage.

[4] VFR : *visual flight rules* (règles de vol à vue).

Le pilote commandant de bord embarque à bord :

- Le médecin, dans le cas où, d’une part, le secouru serait épuisé, et d’autre part, une autre mission se déclencherait dans le secteur.
- Les deux CRS secouristes : la face nord de l’Arbizon dans laquelle doit être récupéré le secouru, est réputée, par endroit, très pentue et difficile d’accès. De ce fait, il juge qu’il pourrait être nécessaire de les déposer tous les deux pour sécuriser la position du secouru avant d’effectuer l’opération d’hélitreuillage.

Ensuite, il calcule la quantité de carburant nécessaire à la réalisation de cette mission, soit 400 litres de TR0[5] (320 kilogrammes) et effectue son devis de masse.

La place à bord de chacun étant par ailleurs parfaitement identifiée, le pilote calcule le centrage de son appareil (calcul effectué à partir d’un logiciel informatique).

Après avoir également calculé le temps de vol qui lui sera nécessaire pour se rendre vers le massif de l’Arbizon, il en déduit la masse de son appareil au moment du stationnaire hors effet de sol (HES) qu’il aura à effectuer sur le lieu du secours.

Sa masse calculée est inférieure à la masse maximale autorisée pour effectuer le treuillage.

Parallèlement, le mécanicien se rend vers le BK 117 C2 pour effectuer une visite avant vol et vérifier le bon fonctionnement du treuil.

1.1.3.1. Description du vol et des éléments qui ont conduit à l’événement

L’hélicoptère décolle du poste de secours de Gavarnie à 17h20 avec 400 litres de kérosène (320 kg) et cinq personnes à bord.

Après le décollage, il prend aussitôt la direction du massif de l’Arbizon.

Après dix minutes de vol, l’hélicoptère arrive sur les lieux à environ 2700 mètres d’altitude laissant le massif de l’Arbizon en main droite.

En contournant ce massif par un large virage par la droite, l’équipage repère le randonneur à secourir.

[5] TR0 : kérosène.

Il se trouve en zone d’ombre.
Compte tenu de la configuration topographique des lieux, le pilote décide de ne pas hélitreuiller le randonneur, mais de le secourir en posant son appareil en « appui patin ».

Le pilote fait donc un virage par la droite, longe la paroi montagneuse à main gauche et effectue son approche sur la position du randonneur qui ne présente, a priori, pas d’obstacle.
La zone de dégagement est du côté du pilote, donc à droite.

En courte finale, le MSS s’attache par l’intermédiaire de sa longe sur le point d’ancrage treuilliste situé au plafond de l’appareil, se dégrafe de son siège et s’installe à l’avant de la porte latérale gauche pour réceptionner le randonneur.

En très courte finale, la porte latérale gauche est ouverte par le MSS qui demande au randonneur, par signes, de s’accroupir.
Le randonneur comprend les signes qui lui sont adressés et s’accroupit.

L’hélicoptère se pose alors sur son patin gauche sur un sol constitué, à cet endroit, d’une mille-feuille de dalles en pente.

Le MSS agrippe le randonneur et le hisse avec fermeté à bord avec l’aide du médecin et d’un des secouristes CRS.

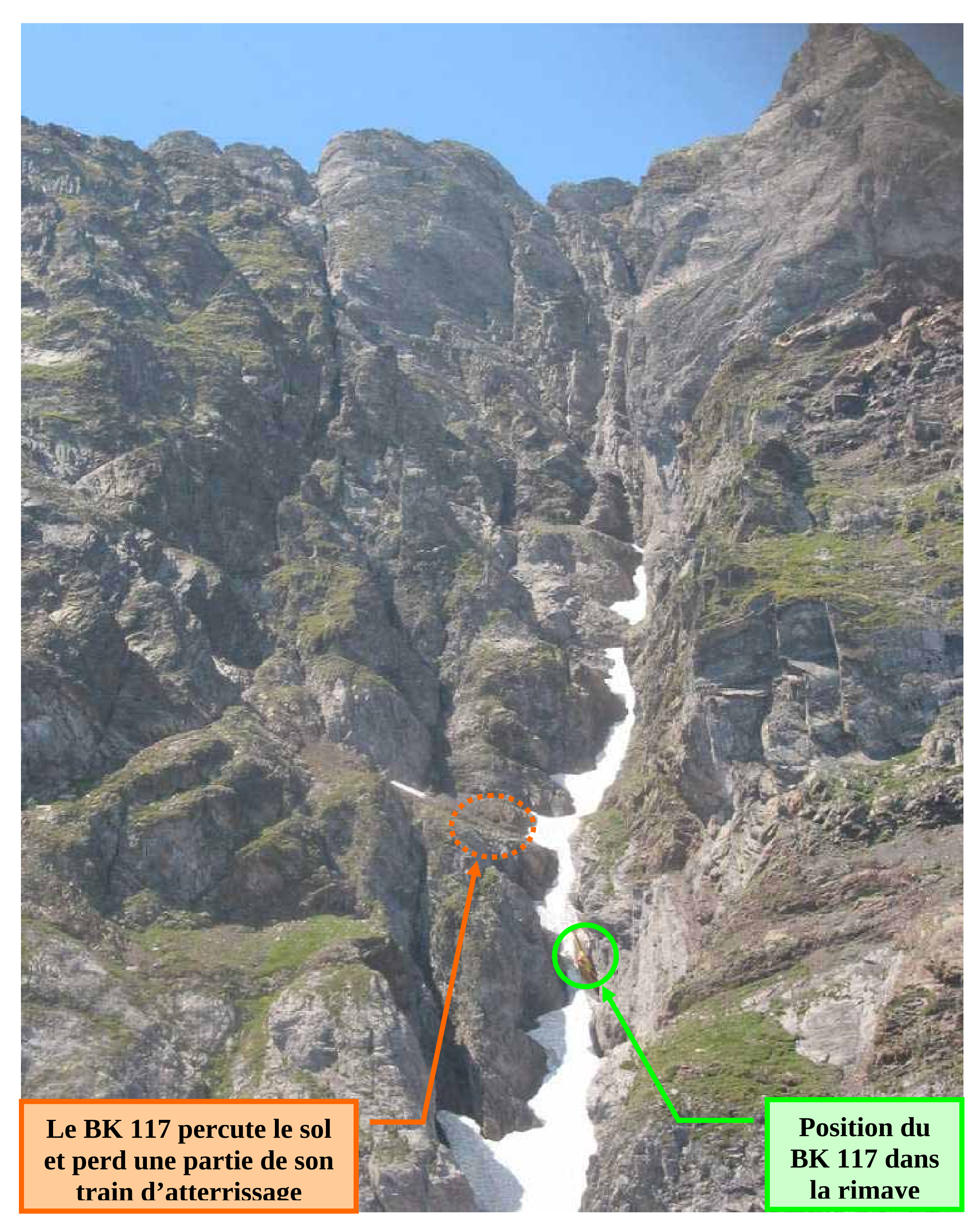
Après l’embarquement, l’hélicoptère décolle dans l’axe (en virage à droite pour un des témoins).
Parallèlement, le MSS perçoit un bruit inhabituel sans en identifier l’origine.
L’appareil se met alors à tourner autour de son axe de lacet à droite, en effectuant des évolutions circulaires et en perdant de l’altitude.

Une trentaine de secondes plus tard, et après plusieurs tours sur son axe de lacet, il percute violemment et verticalement le sol, perd la partie gauche du train d’atterrissage, rebondit et chute dans un couloir de neige très pentu.

Il s'immobilise une trentaine de mètres plus bas à environ 2500 mètres d'altitude, en position quasiment verticale, l'avant dirigé vers le bas, dans une crevasse profonde qui sépare le névé de la paroi rocheuse.



Vue générale de la face nord du massif de l'Arbizon
et
de la position de l'épave dans le couloir de neige



Position du BK 117 C2 dans la rimaye

1.1.3.2. Reconstitution de la partie significative de la trajectoire du vol

En l’absence d’enregistreur de vol, la trajectoire de l’appareil a été reconstituée à partir des différents témoignages, des éléments épars retrouvés dans la zone et de l’analyse des paramètres enregistrés par les calculateurs de bord.
Par ailleurs, les membres d’équipage n’ont pas souvenir du point de récupération du randonneur, notamment le pilote qui a perdu la mémoire.
Dans ce cadre, deux zones d’embarquement du randonneur ont été identifiées par le MSS et le secouru fin octobre 2003.
L’une est située à 2750 mètres d’altitude dans la face nord-ouest du massif, l’autre à la verticale du crash à 2700 mètres.

Le temps de vol estimé, entre la première zone supposée d’embarquement du randonneur et le point de chute final de l’hélicoptère, est d’une trentaine de secondes.

Pendant cette phase de vol, le pilote a essayé de stabiliser son appareil, en vain.
En effet, dès le décollage après l’embarquement du randonneur, l’hélicoptère s’est mis à tourner autour de son axe de lacet, tout en faisant de larges évolutions circulaires.

Le randonneur estime que l’appareil a effectué six à sept tours autour de son axe de lacet avant qu’il ne percute le sol et ne perde une partie de son train d’atterrissage gauche.

A l’issue de cet impact, l’appareil rebondit et plonge dans une rimaye en forte pente, dans laquelle il s’immobilise en position quasiment verticale, l’avant dirigé vers le bas.



BK117 - Itinéraire supposé après embarquement.

Double-cliquez sur l'image pour lancer la vidéo

1.1.4. Localisation

- Lieu :

  ⇒ pays : France

  ⇒ département : Hautes-Pyrénées (65)

  ⇒ commune : Ancizan

  ⇒ coordonnées géographiques :

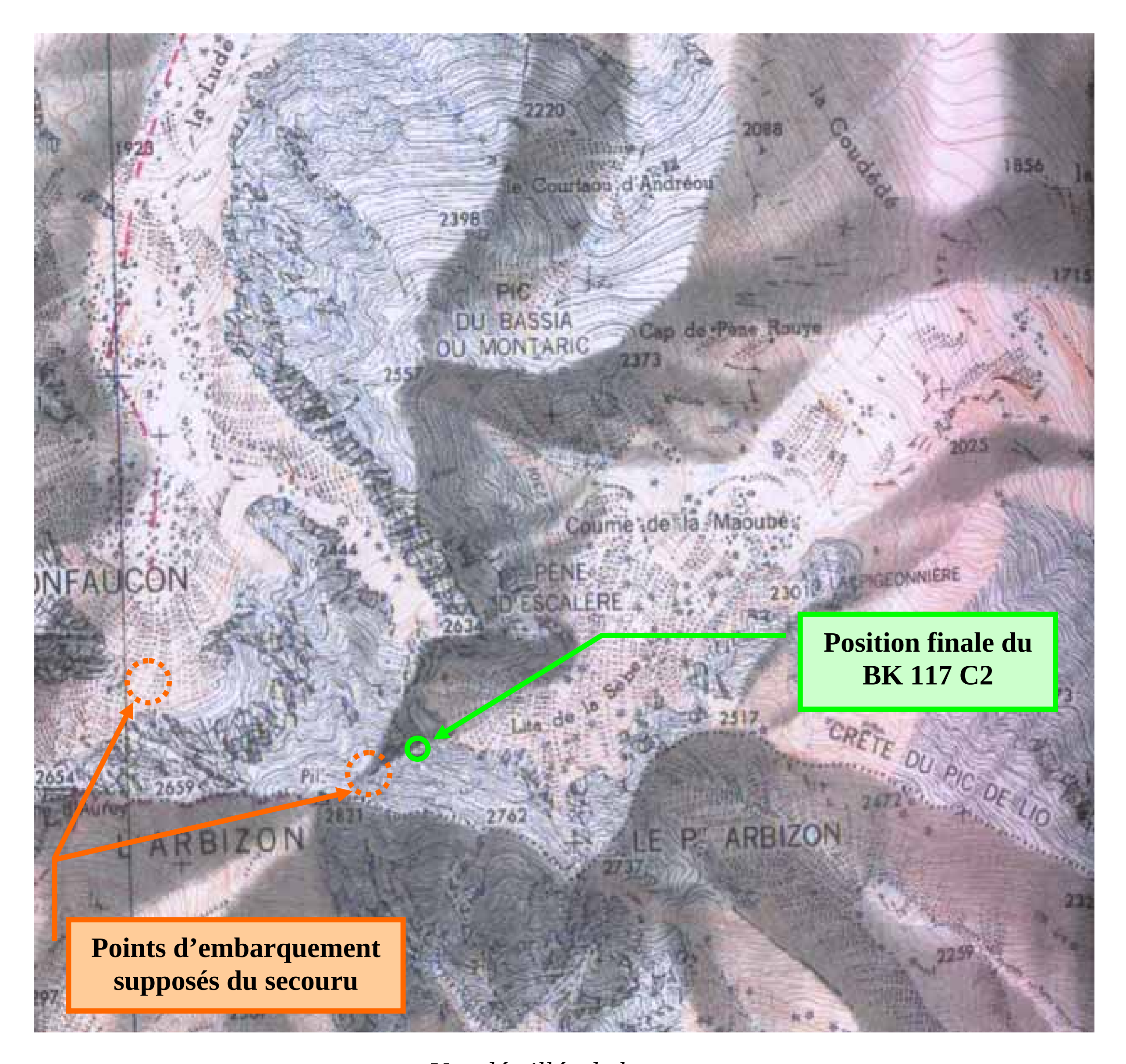
  - N : 42° 52' 64''
  - E : 00° 16' 62''

  ⇒ altitude du lieu de l'événement : 2500 mètres



<u>Position de l'accident</u>

<u>sur une carte au 1/50000 du massif de l'Arbizon</u>



Vue détaillée de la zone

- **Moment** : de jour en fin d'après-midi.
- **Aérodrome le plus proche au moment de l'événement** : Tarbes Lourdes Pyrénées à 45 kilomètres dans le 330 du lieu de l'événement.

1.2. TUÉS ET BLESSÉS

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Autres personnes
Mortelles	/	**1**	/
Graves	**2**	**2**	/
Légères	/	**1**	/
Aucunes	/	**/**	/

1.3. DOMMAGES À L'AÉRONEF

La position instable de l'appareil dans le couloir de neige a contraint les guides secouristes à l'amarrer à la paroi et à sécuriser la zone.

Par ailleurs, la dangerosité du site n'a pas permis aux enquêteurs techniques d'y examiner l'épave dans le détail.

Toutefois, deux examens ont eu lieu sur le site et deux autres après son enlèvement ; l'un à Tarbes et l'autre à l'occasion de l'expertise de la cellule au CEPr[6].

L'épave et les débris ont été rapatriés mi-septembre 2003 à la BGTA de Tarbes et ont été mis sous scellés en attendant les différentes expertises.

Les différents examens visuels sont rapportés dans les paragraphes 1.11.3.1 - *Examen de l'épave du 22 juillet 2003*, page 28 et 1.11.3.2 - *Examen de l'épave du 4 septembre 2003*, page 28

1.4. RENSEIGNEMENTS SUR LE PERSONNEL

1.4.1. Membres d'équipage de conduite

1.4.1.1. Commandant de bord

- Age : 45 ans.
- Sexe : masculin.
- Année d'obtention du brevet ALAT[7] : 1977.
- Entrée à la Sécurité civile : 1993.

---

[6] CEPr : centre d'essais des propulseurs.
[7] ALAT : aviation légère de l'armée de terre.

- Base d'affectation : Pau depuis le 1er octobre 1997.
- Fonction à la base : pilote professionnel d’hélicoptère.
- Heures de vol comme pilote :

	Total		Dans le semestre écoulé		Dans les 30 derniers jours	
	Sur tous type	Sur BK 117 C2	Sur tous type	Sur BK 117 C2	Sur tous type	Sur BK 117 C2
Total	7411,4	47	101,9	47	29	29
Dont nuit	456,9	1,7		1,7		1,7
Dont VSV[8]	0	0	0	0	0	0

- Date du dernier vol comme pilote :

⇒ sur l’aéronef :

- de jour : 19 juillet 2003,
- de nuit : 9 juillet 2003,

⇒ sur autres types :

- de jour : 10 juin 2003,
- de nuit : 28 avril 2003.

1.4.2. Autres membres d’équipage

1.4.2.1. Mécanicien Sauveteur Secouriste

- Age : 51 ans.
- Sexe : masculin.
- Base d'affectation : Pau depuis le 1er octobre 1985.
- Fonction à la base : mécanicien sauveteur secouriste.
- Spécialité :

Stage :

⇒ BK 117 C2 effectué en septembre 2002,

⇒ opérateur de bord en février 2003,

⇒ treuilliste BK 117 C2 effectué en janvier 2003.

[8] VSV : vol sans visibilité

➢ Heures de vol comme mécanicien :

	Total		Dans le semestre écoulé		Dans les 30 derniers jours	
	Sur tous type	Sur BK 117 C2	Sur tous type	Sur BK 117 C2	Sur tous type	Sur BK 117 C2
Total	5203,9	47		47	29	29,6
Dont nuit	456,9	1,7		1,7	1,6	1,6

➢ Date du dernier vol comme mécanicien :

⇒ sur l'aéronef :

- de jour : 19 juillet 2003,
- de nuit : 16 juillet 2003,

1.5. RENSEIGNEMENTS SUR L'AÉRONEF

➢ Service : direction de la défense et de la sécurité civiles (DDSC).

➢ Commandement organique d'appartenance : DDSC, GMA.

➢ Base aérienne de stationnement : base hélicoptères de la sécurité civile de Pau.

➢ Unité d'affectation : base hélicoptères de la sécurité civile de Pau.

➢ Type d'aéronef : BK 117 C2,

⇒ configuration : treuil monté à gauche,

	Type série	Numéro	Heures de vol depuis fabrication	Cycles[9] N1[10]	Cycles NTL[11]
Cellule	BK 117 C2	9009	464,17		
Moteur 1 (gauche)	Arriel 1 E2	18608	464,17	578,5	593
Moteur 2 (droit)	Arriel 1 E2	18609	464,17	571,4	582

[9] Cycles : mesuré par un compteur de bord.
[10] Cycles N1 : générateur.
[11] Cycles NTL : turbine libre.

1.5.1. Maintenance

Cet appareil est sorti des chaînes de montage d'ECD (Eurocopter Deutschland) en 2002. Son certificat de navigabilité a été établi par les autorités allemandes le 10 juillet 2002.

L'appareil, livré le 5 juillet 2002 au groupement d'hélicoptères de Nîmes, est immatriculé F-ZBPC le 15 juillet 2002.

Son premier vol sous cette immatriculation est effectué le 18 juillet 2002 à Nîmes.

Depuis le 18 juillet 2002, il a fait l'objet des visites suivantes :

N° de dossier	Date	Type de visite	Vieillissement	Lieu
NI 000011	01/08/02	50 heures	53heures 139 cycles	Nîmes
NI 000014	17 au 18/09/02	50 + 100 heures	104 heures 326 cycles	Le Luc en Provence
NI 000016	06/11/02	50 heures	150 heures 469 cycles	Le Luc en Provence
NI 000031	15 au 20/01/03	50 + 100 heures	209 heures 580 cycles	Pau
NI 000037	12 au 13/02/03	50 heures	250 heures 834 cycles	Nîmes
NI 000041	13/3 au 03/04/03	50 + 100 + 300heures	307 heures 1033 cycles	Pau
NI 000058	20/05/03	50 heures	350 heures 1303 cycles	Pau
NI 000075	26/06/03	50 + 100 heures	401 heures 1147 cycles	Pau
NI 000083	14 au 15/07/03	50 heures	453,33 heures 1636 cycles	Pau

L'appareil a été entretenu à la sécurité civile conformément au programme d'entretien (MSM[12]) en vigueur (révision 002 en date du 1er juillet 2002).

1.5.2. Carburant

- Type de carburant utilisé : **TR0.**
- Quantité de carburant au décollage : **400 litres (320 kg).**
- Quantité de carburant restant au moment de l'événement : **360 litres (290 kg).**

1.6. CONDITIONS MÉTÉOROLOGIQUES

1.6.1. Prévisions

Il n'y a pas de station météorologique au poste de secours de Gavarnie. La plus proche est située sur l'aéroport de Tarbes-Lourdes-Pyrénées.
Il est prévu, ce jour-là, un flux de sud-ouest, assez fort en altitude.

1.6.2. Observations

En altitude, circule un flux de sud-ouest instable, assez fort, turbulent avec de fortes rafales.
En fin d'après-midi, le ciel est nuageux et des cumulus accrochent les reliefs.
La température à 17h00 est de 13° C à 8000 ft[13] (ISA[14] + 17°).
A 17h00, la station automatique du Pic du Midi de Bigorre[15] enregistrait des vents de 30 kt et de plus de 50 kt en rafale.

1.7. AIDES À LA NAVIGATION

Les deux postes VOR[16] de l'appareil, le GPS[17] et l'ADF[18] étaient opérationnels.

---

[12] MSM : *maintenance service manuel.*
[13] ft : *feet* (pied – 1 ft = 0,3048 mètre).
[14] ISA : *international standard atmosphere* (atmosphère standard internationale).
[15] Station météorologique enregistrant, en permanence, les conditions météorologiques et ce toutes les 30 minutes, notamment la force et la direction du vent.
[16] VOR : radiophare omnidirectionnel VHF.
[17] GPS : *global positioning system* (système de positionnement par satellite).
[18] ADF : radio compas automatique.

1.8. TÉLÉCOMMUNICATIONS

Les deux VHF étaient opérationnelles. Les fréquences suivantes étaient affichées :

- **VHF 1 :** « 120,30 » Lourdes information (AFIS[19]),
- **VHF 2 :** « 130,00 » fréquence habituellement utilisée en montagne,
- **HF :** canal 07 relatif aux secours en montagne passant par le relais du Pic du Midi.

1.9. RENSEIGNEMENTS SUR L'AÉRODROME

L'hélisurface du poste de secours de Gavarnie est dotée de fûts de kérosène pour l'avitaillement.

1.10. ENREGISTREURS DE BORD

L'appareil n'est pas équipé d'enregistreur de vol ou de paramètres.

1.11. RENSEIGNEMENTS SUR L'ÉPAVE ET SUR L'IMPACT

1.11.1. Collision avec le sol

L'appareil est venu percuter le sol avec violence.
Il s'est encastré dans une rimaye en forte pente, en position quasiment verticale, l'avant dirigé vers le bas, à 2500 mètres d'altitude.

[19] **AFIS** : *air flight information service* (service d'information de vol d'aérodrome)



Position de l'appareil dans la paroi

1.11.2. Examen de la zone

La zone, extrêmement difficile d'accès, se situe à une altitude de 2500 mètres.

A une centaine de mètres de dénivelé plus bas se trouve un pierrier, dans lequel ont été retrouvés de nombreux morceaux de mousse de polyuréthane provenant des pales principales et de celles du rotor anticouple, ainsi que le tube pitôt de l'appareil.

Au dessus de la zone d'impact, à environ 60 mètres de dénivelé, se trouve la partie avant du patin gauche sur un surplomb où l'hélicoptère est venu percuter le sol, avant de plonger dans le couloir de neige.

Des morceaux de pales principales et du rotor anticouple ont également été retrouvés dans ce secteur.



Morceaux de pales principales et du rotor anticouple



Morceaux du patin d'atterrissage gauche

1.11.3. Examens de l'épave

L'enlèvement tardif de l'appareil a fait évoluer son état. Plusieurs examens de l'épave ont donc été réalisés.

1.11.3.1. Examen de l'épave du 22 juillet 2003

L'appareil est encastré entre la paroi et le névé, le nez vers le bas.

La queue de l'appareil n'a apparemment pas subi de gros dommages. L'épave se trouve au centre de la faille. La partie avant de l'habitacle est contre la roche.

Les pales arrière sont rognées sur leur moitié. Le plan fixe gauche n'a plus de rigidité et la dérive gauche n'est plus en place.

La poutre de queue ne montre aucune déformation majeure.

Tous les capots de protection recouvrant les moteurs, la boîte de transmission principale et les servocommandes, sont intacts.

La cellule est entière mais a subi des efforts importants ; la distance entre le plafond et le plancher cabine a été réduite.

Les portes avant et latérale ne sont plus en place. L'avant de la cabine a été découpé par les sauveteurs pour extraire le pilote.

La tête rotor est contre la roche. Les quatre pales sont en place mais ont subi de gros dommages sur la moitié de leurs longueurs.

Le patin droit est en place sur l'appareil.

1.11.3.2. Examen de l'épave du 4 septembre 2003 (voir photos du 22 août 2003)

Le névé a considérablement fondu. De ce fait, l'appareil a glissé sur cinq à six mètres, malgré son amarrage à la paroi, et a subi de nouveaux dommages.

La béquille est tordue, alors qu'à la précédente visite, elle était intacte.

De plus, les antennes situées sous la poutre de queue sont détériorées.

La dérive droite est en contact avec la paroi.

La cabine et la tête rotor ne portent plus contre le rocher.

Le patin droit est dans le vide.

1.11.3.3. Enlèvement de l'épave

Compte tenu de la position de l'épave contre la paroi et des difficultés pour y accéder, son enlèvement ne pouvait être effectué qu'à l'aide d'un hélicoptère.
Par ailleurs, mise sous scellés par la justice le lendemain même de l'évènement, elle n'a pu être enlevée qu'à la fin du mois de septembre 2003 pour des raisons de faisabilité technique et de disponibilité d'hélicoptère.
C'est une société suisse qui a effectué cette opération avec un hélicoptère de type SUPER PUMA.

L'appareil est arrivé sur les lieux de l'évènement le 10 septembre 2003 vers 17h55.
Après un briefing avec les différents responsables d'enquête (judiciaire et technique), des personnels de cette société suisse ont été mis en place sur le lieu du crash pour préparer l'amarrage du BK 117.

Le SUPER PUMA, équipé de deux élingues mises bout à bout (longueur de 120 mètres) s'est mis directement en stationnaire à la verticale de l'épave.
Les personnels au sol ont aussitôt accroché l'élingue à l'anneau de la tête rotor de l'épave qui a été soulevée avec précaution et enlevée par le SUPER PUMA trois minutes plus tard.
A 18h00, elle est déposée sur le plateau d'un camion préalablement mis en place au col d'Aspin.
L'épave, recouverte d'une bâche, a été transportée par voie routière jusqu'à la BGTA de Tarbes où elle a été mise sous scellés dans un hangar de l'aérodrome vers 22h20.

L'enlèvement de l'épave s'est donc déroulé en moins de cinq minutes, sans difficulté particulière et sans avoir occasionné de dégradation supplémentaire à l'épave.


BK117 - Enlèvement de l'épave.

Double-cliquez sur l’image pour lancer la vidéo

1.11.3.4. Examen de l’épave à Tarbes

L’épave a été examinée en trois parties :

- le fuselage intérieur avec des restes du cockpit et circuit carburant,
- la partie supérieure du fuselage (moteur et plancher mécanique),
- la poutre de queue.

La structure de la cabine a été entièrement détruite lors de l’impact dans la rimaye.

Les éléments mécaniques de commande du rotor principal et du rotor arrière ont été retrouvés intacts et correctement installés.

Le groupe hydraulique est resté en bon état, le seul dommage constaté étant la déformation d’une tige de piston du réservoir du circuit carburant N°2.

Les boutons de test de dépassement hydraulique sont fonctionnels et tous les leviers de commande peuvent être actionnés librement.

Les SEMA[20] semblent en bon état et tout est correctement connecté. Les trois bielles principales (côté sortie du groupe hydraulique) sont cassées.

[20] SEMA : s*mart electro mechanical actuator* (vérin électromécanique).

Les arbres d'entraînement des moteurs présentent des formes de rupture différentes :

- celui du moteur N°1 (gauche) montre des signes évidents de torsion et s'est cassé au niveau du diaphragme d'accouplement Bendix avant,
- celui du moteur N°2 (droit) ne présente aucun signe de torsion, l'arbre est cassé en flexion, juste devant l'accouplement Bendix avant.

Les moteurs ont été déposés et envoyés chez Turboméca à Tarnos pour une expertise approfondie.

La commande des pales principales est globalement en bon état. Seul le levier de pas de la pale « rouge »[21] s'est cassé en traction (rupture statique). Les quatre bielles de changement de pas n'ont subi aucun dommage. Il est possible de les faire tourner sans difficulté.

L'indicateur d'huile du moyeu rotor principal est cassé.
Le chapeau du moyeu de la tête du rotor est manquant. Seul un bras de l'étoile rotor supportant la pale « jaune » révèle des marques de contact avec un obstacle sur le dessus, sans trace de rotation.

La boîte de transmission principale est correctement montée sur ses supports mais elle a basculé vers l'arrière lors de l'accident. Aucun des indicateurs de colmatage du filtre à huile n'a été activé.
Le disque de frein rotor est voilé et l'étrier de frein est cassé. Les deux roues libres embrayent et débrayent dans la bonne direction, mais la transmission principale et le mât rotor ne tournent pas.

Pour faciliter la manutention de l'épave, la poutre de queue a été dévissée de sa jonction avec le fuselage après que le bon fonctionnement de la commande de pas ait été contrôlé. A l'issue, elle a été déposée.

[21] Chaque pale est identifiée par un repère (bande adhésive d'environ 2 cm de large située en pied de pale) de couleur différente (rouge, jaune, verte et noire)

L'arbre court de la transmission arrière est plié et les disques lamellaires du flector avant présentent des signes de traction.
L'arbre long de la transmission arrière présente des marques indiquant une rotation (contact avec le carénage supérieur).
Il y a continuité entre cet arbre de transmission et l'arbre du rotor arrière en passant par les boîtes de transmission intermédiaire (BTI) et arrière (BTA).

L'ensemble BTA et moyeu rotor arrière (MRA) est presque arraché du longeron au pylône, ce qui indique la présence d'un balourd important.
La commande de pas du rotor arrière fonctionne correctement.

1.12. RENSEIGNEMENTS MÉDICAUX ET PATHOLOGIQUES

1.12.1. Membres d'équipage de conduite (personnels appartenant à la DDSC)

1.12.1.1. Commandant de bord

- Dernier examen médical :

  ⇒ type : CEMPN[22],

  ⇒ date : 25 février 2003,

  ⇒ résultat : apte,

  ⇒ validité : 6 mois.

- Blessures :

  Le bilan initial transmis par le SAMU[23] 64 fait état, pour le commandant de bord, d'un traumatisme facial, d'une embarrure frontale, d'une dilacération du lobe frontal, d'une section possible du nerf optique gauche, d'une hémorragie en lame sous durale et d'une hémorragie méningée.

[22] CEMPN : centre d'expertise médicale du personnel navigant.
[23] SAMU : service d'aide médicale d'urgence.

Incarcéré et conscient, il répond aux ordres simples et se ventile spontanément.

Il n’a pas de lésion périphérique associée.

Au cours du conditionnement, il est intubé, ventilé et perfusé.

Il a été admis en service de soins intensifs en neurochirurgie à l’hôpital de Toulouse.

1.12.1.2. Mécanicien-Sauveteur-Secouriste

- Dernier examen médical :

  ⇒ type : CEMPN,

  ⇒ date : 5 juin 2003,

  ⇒ résultat : apte,

  ⇒ validité : 1 an.

- Blessures :

  Le bilan initial réalisé sur les lieux par le SAMU 64 sur le MSS, fait état d’un traumatisme crânien avec perte de connaissance initiale, d’une hypothermie et d’une amnésie post traumatique. Il présente par ailleurs des lésions périphériques (fracture bi-malléolaire avec luxation du pied droit et une fracture du tibia péroné).

  Il a également une fracture du sternum.

1.12.2. Autres membres d’équipage n’appartenant pas à la DDSC

- Un CRS secouriste décédé et l’autre gravement blessé,
- le médecin gravement blessé,
- le randonneur blessé légèrement.

1.13. INCENDIE

- Non

1.14. SURVIE DES OCCUPANTS

1.14.1. Abandon de bord

- Non.

1.14.2. Organisation des secours

Les inscriptions recueillies sur le cahier d'ordres du PGHM[24] d'Oloron Sainte Marie montrent que l'alerte a été donnée à 18h30 par le SMUR[25] 65 qui a été lui-même activé par le SAMU suite à un appel téléphonique au 112.

Ce message téléphonique précise que le BK 117 C2 s'est écrasé sur la face nord de l'Arbizon.

L'équipe d'alerte du SMUR se met en action et décide de prendre le matériel nécessaire à un secours difficile.

Cette équipe de cinq personnes décolle dans un hélicoptère de type Alouette III (Al III) de la gendarmerie nationale vers 18h45.

Arrivé sur les lieux vers 19h00, l'équipage n'est pas gêné par le soleil, mais constate la présence de stratus bas, filiformes.

Après avoir repéré l'épave, le médecin est déposé, avec son matériel médical, sur un pierrier situé en contre bas du névé.

Un gendarme secouriste de haute montagne est hélitreuillé près du BK 117.

Au cours de son approche, il aperçoit :

- une personne qui descend le névé en marche arrière,
- une personne assise un peu plus bas sur les cailloux du pierrier,
- une personne debout entre la paroi montagneuse et le névé, sous l'hélicoptère.

Un secouriste est treuillé près de la personne debout. C'est le MSS, conscient, en hypothermie (35°), n'ayant plus son casque.

[24] PGHM : peloton de gendarmerie de haute montagne.
[25] SMUR : service médical d'urgence régional.

A l'approche de l'appareil accidenté, le secouriste constate qu'une des deux turbines tourne encore et que du kérosène coule. Il monte ensuite dans l'appareil accidenté et constate que deux personnes sont encore à bord :

- un secouriste montagne CRS, décédé, attaché par l'intermédiaire de sa longe (environ un mètre de longueur) à l'avant du siège troupe droit,
- le pilote commandant de bord en place droite, sanglé sur son siège, et incarcéré par l'affaissement de la cabine à droite. Il ne porte plus son casque de vol. Il respire et répond à des ordres simples par mouvements coordonnés du pied droit, libre.

Ne pouvant pas les désincarcérer, il redescend aider le MSS toujours au fond de la rimaye d'où celui-ci sera hélitreuillé, puis déposé plus bas, à côté du médecin du SMUR, pour être conditionné et évacué vers l'hôpital de Tarbes.
Le randonneur a quitté la zone de l'accident par ses propres moyens.

Parallèlement, le deuxième gendarme secouriste est déposé à côté de l'appareil accidenté. Mais ne pouvant rien faire pour le pilote, il redescend également vers le médecin pour conditionner les victimes (le MSS, le médecin et le deuxième secouriste CRS) qui seront treuillés par un appareil de la sécurité civile (Dragon 64) et l'hélicoptère de la gendarmerie.
A l'issue de leurs évacuations, le médecin du SMUR remonte vers l'appareil accidenté pour prendre en charge médicalement le pilote pendant et après sa désincarcération.
Les secouristes ont témoigné que la montagne « parpinait[26] ».
Les victimes ont été évacuées dans les hôpitaux de la région suivants :

- le MSS à Tarbes,
- le médecin à Toulouse,
- le pilote à Toulouse,
- le CRS secouriste à Tarbes,
- le CRS secouriste décédé à la morgue de Tarbes,
- le randonneur à Bagnères de Bigorre.

[26] "parpinait" : chute de pierre.

1.15. ESSAIS ET RECHERCHES

Dans cet évènement, trois faits distincts doivent être examinés :

- la rotation en lacet de l'appareil,
- la perte de contrôle de l'appareil,
- la destruction des pales du rotor anticouple et celles du rotor principal.

Pour en déterminer l'origine et les causes, le BEAD a demandé au CEPr, au CEAT[27], à Turboméca, à Eurocopter et à Thalès, par courrier officiel, les expertises et essais suivants :

1.15.1. Au CEPr

Le CEPr a été chargé de l'expertise de la cellule du BK 117 C2 et de l'analyse des fluides de l'appareil.

1.15.1.1. L'expertise de la cellule

S'agissant de la cellule, il a été demandé :

- d'effectuer un examen général de la cellule à sa livraison au CEPr,
- d'examiner la section arrière de l'appareil notamment la transmission arrière, les commandes de pas, la boîte de transmission intermédiaire (BTI), la boîte de transmission arrière (BTA), le rotor anticouple (RAC), la cassure de la dérive,
- d'examiner les commandes de vol au niveau de leur continuité, d'identifier les ruptures,
- de tester les commandes de vol hydrauliques et de déposer les différents éléments pour un examen de précision,
- d'examiner et de déposer, le cas échéant, le mât rotor, les commandes de pas du rotor principal et du plateau cyclique,
- d'examiner la boîte de transmission principale (BTP), ses entrées et sorties, les pompes et accessoires et leur libre rotation,
- de contrôler le moyeu rotor principal (MRP).

[27] CEAT : centre d'essais aéronautiques de Toulouse.

1.15.1.2. L'analyse des fluides

S'agissant des fluides, il a été demandé d'analyser :

- le carburant,
- les huiles moteur, BTP et hydraulique.

1.15.2. Au CEAT

Le CEAT a été chargé :

- d'examiner les pales du rotor principal et celles du rotor anticouple,
- de vérifier la conformité des pales par rapport au procédé de fabrication,
- d'identifier les ruptures du train d'atterrissage.

1.15.3. A Turboméca

La société Turboméca a été chargée :

- d'examiner et de démonter les deux moteurs, les deux régulateurs et les deux boîtiers tachymètriques dans les locaux de la BGTA de Tarbes,
- de rapatrier ces ensembles mécaniques dans les locaux de Turboméca,
- d'effectuer un examen visuel de ces ensembles,
- de pratiquer un examen endoscopique des deux moteurs,
- en fonction des résultats de ces examens, de passer les moteurs et les régulateurs au banc d'essais,
- si les examens endoscopiques révèlent des anomalies au niveau des moteurs, de les démonter entièrement,
- de rédiger un compte rendu de ces examens.

1.15.4. A Eurocopter

Il a été demandé à la société Eurocopter d'expertiser le pilote automatique et son environnement (les deux NMS[28]).

1.15.5. A Thalès

Il a été demandé à la société Thalès d'examiner le VEMD/CAD B 19030NA02 S/N 1801 (v*ehicle engine management display*).

[28] NMS : *navigation management system* (gestion du système de navigation).

1.16. RENSEIGNEMENTS SUR LES ORGANISMES ET LA GESTION

La formation des pilotes du groupement d’hélicoptères de la sécurité civile sur BK 117 C2 se déroule au centre d’instruction de Nîmes.
Le stage de qualification dure six semaines et se décompose en :

- 70 heures de formation théorique,
- 14 heures de formation pratique.

A l’issue de la formation théorique, les pilotes passent un test théorique. Ils effectuent ensuite un contrôle en vol à l’issue de la formation pratique.
S’ils ont satisfait à ces contrôles, ils sont déclarés qualifiés sur ce type d’appareil.

2. ANALYSE

Elle s’articule en quatre parties :

- la première partie analyse les faits exposés dans le chapitre premier relatif aux renseignements de base,
- la seconde décline les différents résultats des expertises et essais,
- la troisième énonce et vérifie les hypothèses relatives à des causes liées au facteur humain, à l’environnement et à la technique,
- la dernière propose une arborescence des causes possibles ou certaines liées à cet accident aérien.

2.1. ANALYSE DES FAITS

Cette partie s’appuie sur l’analyse de faits directement ou indirectement liés à l’évènement.

Concernant les faits ayant un lien direct avec l’accident, il s’agit :

- du contexte de la mission,
- de la connaissance du milieu haute montagne du pilote,
- de l’expérience professionnelle de l’équipage,
- du point supposé de récupération du randonneur,
- de l’aérologie dans le massif de l’Arbizon, le jour de l’évènement,
- de la procédure de reconnaissance du point de posé appliquée par le pilote,
- de la procédure appliquée par le pilote pour récupérer le randonneur.

Concernant les faits en liaison plus générale avec l’accident, il s’agit :

- de la formation générale et montagne sur BK 117,
- de la documentation (manuel d’utilisation et consignes permanentes opérationnelles),
- des directives concernant l’embarquement de secouristes à bord,
- des aspects liés à l’ergonomie (Vartoms, Mast moment et alarmes visuelles et sonores),

- de la visualisation des extrémités de pales du rotor principal,
- de la sécurisation des personnes à bord de l'aéronef,
- de l'évaluation technico-opérationnelle du BK 117 C2,
- du fonctionnement de la balise de détresse.

2.1.1. Analyse des faits ayant un lien direct avec l'accident

2.1.1.1. Contexte de la mission

Dans le plan de secours en montagne de la préfecture des Hautes Pyrénées, il est prévu, durant la période estivale, qu'un hélicoptère de la sécurité civile soit basé une semaine sur deux au poste de secours de Gavarnie, en alternance avec la gendarmerie.

A cet effet, le 15 juillet 2003, vers 16h00, un hélicoptère BK 117 C2 de Pau Uzein, immatriculé F-ZBPC, est mis en place à Gavarnie avec un pilote et un mécanicien sauveteur secouriste.

Pour des raisons administratives, une relève de MSS est effectuée le 16 juillet 2003.

Les 17, 18 et 19 juillet 2003, le nouvel équipage effectue deux entraînements treuillages (neuf treuillages et une dépose), une mission de recherche de personne et six missions de secours en montagne.

La récupération de ce randonneur entrait dans le cadre des missions de secours en montagne.

2.1.1.2. Connaissance du milieu haute montagne du pilote commandant de bord

Moniteur hélicoptère dans l'aviation légère de l'armée de terre (ALAT), le pilote commandant de bord quitte le ministère de la défense pour intégrer la direction de la défense et de la sécurité civile (DDSC) en 1993, et plus précisément le groupement d'hélicoptères de la sécurité civile (GHSC) qui l'affecte en Corse à Bastia le 1er juillet 1993.

Le secteur de travail de la base hélicoptère de Bastia comprend la partie la plus élevée du massif montagneux de Corse.

Dans ce secteur, les conditions de vol y sont souvent difficiles du fait de températures estivales élevées et de vents violents toute l’année.

Pendant quatre ans, jusqu’en octobre 1997, il effectue des missions de haute montagne, notamment dans le secteur du massif du Cinto qui culmine à 2706 mètres.

Durant son séjour, il est tout particulièrement apprécié pour ses qualités de pilote, son dynamisme et sa haute conscience professionnelle.

A partir d’octobre 1997, il est affecté, à sa demande, à la base de Pau.

Il y effectue, pendant six ans, des missions en haute montagne dans la partie centrale des Pyrénées, relief particulièrement rigide et élevé, où culmine notamment à 3298 mètres le Pic du Vignemale.

Tous les étés, il participe au détachement de Gavarnie.

Le pilote commandant de bord détient une très bonne expérience du vol en montagne et connaît tout particulièrement l’aérologie et les obstacles dans le secteur de travail.

2.1.1.3. Expérience professionnelle du pilote et du MSS

- Le pilote

  Pilote confirmé, il totalise plus de 7400 heures de vol dont 47 heures comme pilote commandant de bord sur bimoteur.

  Il effectue le stage « feux de forêt » nécessaire à son affectation en Corse. Puis il est qualifié « montagne » sur sa base d’affectation de Bastia.

  Tous les trimestres, il effectue des vols d’entraînement avec un instructeur du GHSC pour maintenir ses qualifications, notamment celles relatives au vol en montagne.

  De plus, tous les deux ans, il effectue un stage de survie en haute montagne à Chamonix d’une durée de cinq jours.

Il réalise onze heures de vol entre le 2 et le 17 octobre 2002 pour être qualifié sur BK 117 C2 au centre de formation de Nîmes.

Il effectue ensuite 9,8 heures de vols d’adaptation « montagne » du 23 au 29 avril 2003, et participe à la formation des partenaires de la base de Pau (médecins, pompiers et secouristes) du 14 au 28 mai 2003 au cours de laquelle il effectue 115 treuillages.

Il obtient sa validation opérationnelle sur BK 117 C2 après avoir été évalué par un instructeur le 11 juin 2003.

Les différents témoignages des équipages et des instructeurs durant sa formation montrent qu’il a rapidement acquis le maniement du BK 117 C2, qu’il en connaît parfaitement les limitations et sait les respecter.

Bon technicien, il est reconnu pour être un pilote sûr.

Le dernier instructeur ayant volé avec lui avant l’évènement, le définit comme étant à l’aise en montagne et très compétent.

Très expérimenté sur monomoteur, le pilote a une faible expérience sur hélicoptère bimoteur BK 117 C2.

Globalement, son expérience de moniteur dans les forces armées et dix années de pratique du vol en montagne en font un pilote sûr et expérimenté.

- Le MSS

Mécanicien sauveteur secouriste expérimenté, il a plus de 5200 heures de vol à son actif.

Entré à la sécurité civile le 1er juillet 1977, il effectue un stage de formation d’un an au centre technique de Paris. A l’issue, il est affecté à la base de la sécurité civile d’Ajaccio en tant que MSS.

Huit ans plus tard, il rejoint la base de Pau le 1er octobre 1985.

Depuis cette date, il a réalisé plus de 1100 missions en montagne.

Il suit en septembre 2002, le stage de formation sur BK 117.

En janvier 2003, il effectue le stage de « treuilliste », puis est qualifié « opérateur de bord » BK 117 en février 2003.

Il obtient sa validation opérationnelle sur BK 117 C2 le 11 juin 2003.

Il connaît bien le pilote et l'apprécie.

Récemment qualifié sur hélicoptère BK 117, le MSS possède une grande expérience du vol opérationnel en montagne.

2.1.1.4. Identification du point de récupération du secouru (point de posé de l'appareil)

Les membres de l'équipage et les passagers n'ont pas le souvenir exact du point de récupération du randonneur.

Or, l'identification formelle du point de récupération du secouru est primordiale pour la compréhension de cet accident.

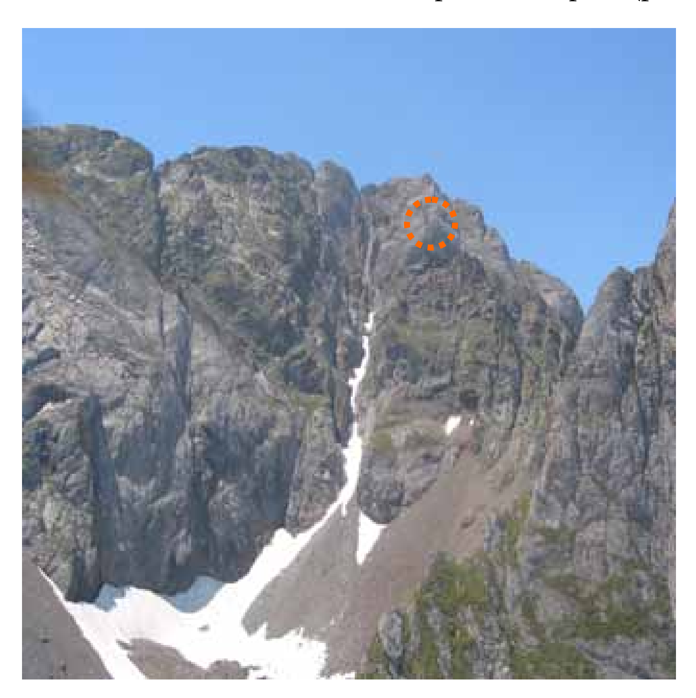
En effet, la recherche d'indices (traces et débris), sur et autour de ce point, est de nature à déterminer si l'appareil a touché ou non un obstacle naturel avec les pales de rotor principal ou celles du rotor anticouple.

Les investigations menées dans ce domaine sont jointes en annexe. Elles ont permis de dégager deux points de récupération possibles.



Double-cliquez sur l'image pour lancer la vidéo

- L'autre est situé à la verticale du point d'impact (photo ci-après).



Point de récupération possible situé à la verticale du crash

2.1.1.5. Aérologie dans le massif de l'Arbizon, le jour de l'évènement

En altitude, selon les observations de Météo France, circulait un flux de sud-ouest instable, assez fort. En fin d'après-midi, le ciel était nuageux. Les cumulus accrochaient les reliefs.

Le vent de sud-ouest était très turbulent avec de fortes rafales.

La température à 17h00 était de 13° C à 8000 ft.

A 17h00, la station automatique du Pic du Midi de Bigorre[29] enregistrait des vents de 30 kt, avec des pointes en rafales de plus de 50 kt, venant du sud-ouest (du 210 à 240°).

Par ailleurs, les hélicoptères du Tour de France, dont l'étape du jour se déroulait à quelques dizaines de kilomètres de là, étaient cloués au sol ; la force du vent étant supérieure à leurs limitations.

En altitude, sur la chaîne des Pyrénées, le vent était fort et turbulent.

La zone de récupération la plus éloignée, située au nord-ouest du sommet du massif de l'Arbizon, dans un cirque, pouvait être soumise à des vents « rabattants ».

L'autre point possible de récupération (à la verticale du point d'impact) étant situé au nord du Pic de l'Arbizon et à environ 200 mètres en contre bas, pouvait être également sujet à des vents « rabattants ».

[29] Station météorologique enregistrant, en permanence, les conditions météorologiques et ce toutes les 30 minutes, notamment la force et la direction du vent.

2.1.1.6. Procédure appliquée par le pilote pour reconnaître le point de poser

La procédure générale de reconnaissance d’aire de posé enseignée au GHSC est la suivante :

- dès l’arrivée de l’appareil sur zone, le pilote effectue un cercle au-dessus de la zone d’intervention pour assurer la sécurité air et sol. Ce cercle permet également de déterminer la direction du vent, de choisir un axe et un angle d’approche, ainsi qu’une zone de poser,
- ensuite, le pilote effectue un ou plusieurs passages à hauteur de la zone choisie, pour vérifier l’altitude du point de posé, valider la direction du vent, confirmer la température extérieure et enfin déterminer avec précision le point de posé définitif et la puissance nécessaire au décollage,
- tous ces paramètres connus, le pilote peut vérifier sur les courbes du manuel de vol la puissance qui lui sera nécessaire au stationnaire.

Ce n’est qu’à la fin de cette reconnaissance que le pilote prend la décision de se poser ou de treuiller.
Toutefois, cette procédure standard n’est qu’indicative. Elle donne au pilote non expérimenté en montagne, un canevas dont l’application lui permettra de prendre une décision.

Avec l’expérience et la connaissance de la zone de travail (aérologie notamment), il peut avoir une perception plus rapide et précise des éléments de décision et ce, au cours d’une évolution plus réduite ; **le pilote ayant toujours la possibilité de confirmer en courte finale son estimation du vent sur le point de posé et de prendre la décision, le cas échéant, de remettre les gaz ou de transformer son approche en passage.**

Pour cette mission effectuée sur la face Nord du Pic de l'Arbizon à environ 2700 mètres d'altitude, **le pilote connaît déjà** :

- la force et la direction générale du vent (indiqué sur le FCDS[30]),
- la position du soleil,
- la puissance dont il dispose,
- l'absence d'obstacle artificiel.

Il ne lui reste plus qu'à définir son point de poser précis, la force et la direction du vent sur ce point, son axe et son angle d'approche et le type de décollage qu'il aura à réaliser.

Dans le cas présent, c'est au cours de son large virage à droite que le pilote :

- repère le randonneur à secourir,
- décide d'effectuer un posé patin,
- définit son point de poser précis à proximité immédiate du randonneur,
- détermine son axe et son angle d'approche.

Le pilote, expérimenté et confiant dans les informations et les performances de son appareil, a appliqué une procédure de reconnaissance raccourcie.

Il n'effectue pas préalablement de passage stabilisé à hauteur du point de récupération. Il ne peut donc pas connaître précisément la force et la direction du vent sur le point de récupération.

Compte tenu des conditions météorologiques du moment sur la chaîne des Pyrénées, son intervention aurait pu être complétée par une ou plusieurs évolutions effectuées dans le cadre de sa reconnaissance pour connaître précisément l'aérologie sur le point de posé.
Dans cette hypothèse, le pilote a pu sous estimer les conditions aérologiques environnementales.

[30] FCDS : *Flight control display system* (système de gestion de contrôle du vol).

2.1.1.7. Procédure appliquée par le pilote pour récupérer le randonneur

Au départ de la mission, l'équipage envisage de récupérer le randonneur par hélitreuillage.

Toutes les personnes embarquées pour effectuer ce secours connaissent parfaitement les équipements et les procédures à appliquer.

A leur arrivée sur zone, le randonneur est facilement repéré.

Le pilote annonce aussitôt, dans le téléphone de bord, qu'il va le récupérer en appui patin.

Par un large virage par la droite, il amorce une approche vers le point de poser qu'il a choisi.

Le MSS s'accroche à sa ligne de vie, quitte son siège avant gauche qu'il a reculé et le repousse vers l'avant. Il se positionne à l'avant de la porte latérale gauche et demande au pilote l'autorisation d'ouvrir la porte. Cette autorisation lui est donnée dès que la vitesse de l'appareil a suffisamment diminué.

La porte latérale gauche est alors ouverte par le MSS en courte finale d'approche.

Le médecin est alors à la porte gauche avec le MSS. Un secouriste CRS est au milieu attaché à la ligne de vie; l'autre étant assis à l'avant du siège troupe droit.

Dès que le patin gauche est en appui sur le sol, le randonneur est hissé à bord par le médecin et un secouriste.

Lorsque le secouru est à bord, le MSS annonce qu'il referme la porte. Le pilote décolle.

La procédure appliquée par le pilote et le MSS pour récupérer le randonneur n'appelle pas de remarque particulière.
Néanmoins, les constatations (traces, déformations, arrachements) effectuées sur l'épave, au niveau de la porte latérale gauche de l'appareil, en comparaison avec celles de la porte latérale droite, permettent d'affirmer que celle-ci n'a pas été complètement verrouillée après l'embarquement du secouru.

2.1.2. Analyse des faits en liaison plus générale avec l'accident

2.1.2.1. Formation générale et montagne sur le BK 117

Les pilotes du GHSC suivent une formation générale sur BK 117 et une formation d'adaptation opérationnelle.

La formation générale débouchant sur la qualification de type comprend une phase théorique de soixante dix heures de cours, sanctionnée par un examen débouchant sur la formation pratique, dite « formation hors ligne », de dix heures de vol pour les pilotes d'origine monomoteur et de six heures pour ceux d'origine bimoteur.

Cette formation générale est complétée par une formation d'adaptation opérationnelle montagne, non standardisée, effectuée sur la base d'affectation. Elle est validée après une évaluation avec un instructeur qui contrôle le travail d'un équipage constitué pour une mission donnée.

2.1.2.2. Documentation (Manuel d'utilisation et consignes permanentes opérationnelles)

L'appareil étant récemment arrivé à la DDSC, il n'existe pas encore de manuel d'exploitation pour le BK 117.

Les consignes permanentes opérationnelles concernant son utilisation, notamment celles relatives au vol en montagne, sont très succinctes.

2.1.2.3. Directives concernant l'embarquement de secouristes à bord de l'aéronef

Le chef de la base de Pau rappelle que les CRS du secours en montagne demandent à être systématiquement deux secouristes à bord d'un hélicoptère pour toutes missions effectuées en montagne.

Cette position sera renouvelée au cours d'une réunion des médecins urgentistes organisée par les CRS avant la saison d'été 2003.

Ils réitèreront, par ailleurs, plusieurs fois leur demande d'être systématiquement deux à bord.

Le pilote était, sur ce point, en accord avec la demande des secouristes.

Une note du chef du GMA du 27 septembre 1999 précise à ce sujet que : « le nombre et le type de spécialistes embarqués seront définis par l'organisme régulateur du secours dans la limite fixée par le commandant de bord ».

Le chef de la base de Pau, au cours d'un entretien oral avec le pilote et avant qu'il ne parte en détachement à Gavarnie, lui recommande de n'embarquer qu'un seul secouriste à bord, et deux, seulement si la mission l'exige.
Cette recommandation est motivée par le fait que le retour d'expérience sur le BK 117 C2 n'est pas suffisant et que l'évaluation technico-opérationnelle de cet appareil était toujours en cours.

Dans le cas présent, le commandant de bord juge qu'il est nécessaire de déposer deux secouristes de façon à ce qu'ils sécurisent, d'une part le médecin, et d'autre part le secouru avant que ne soit effectuée l'opération d'hélitreuillage.
Avec ces deux secouristes à bord, le devis de masse est dans les normes.

La décision du pilote d'embarquer deux secouristes à bord est en conformité avec les directives de la direction centrale (GMA).

2.1.2.4. Aspects liés à l'ergonomie

Trois problèmes d'ordre ergonomique ont été constatés sur cet appareil, notamment pour un emploi opérationnel en montagne. Il s'agit des systèmes Vartoms et Mast Moment, ainsi que des alarmes sonores et visuelles.

- Le Vartoms
  - ⇒ Présentation de ce système

    Le Vartoms est un système qui gère automatiquement le régime rotor et l'alignement des moteurs, en fonction de l'altitude et de la vitesse de l'hélicoptère. La gestion peut également se faire manuellement par le pilote.

La régulation des tours rotors permet l'optimisation des performances du rotor en basse vitesse (inférieure à 55 kt),

L'alignement automatique des couples permet, par ailleurs, d'alléger la charge de travail du pilote.

⇒ Inconvénients de ce système

Il génère de fausses alarmes qui alourdissent la charge de travail du pilote.

En atmosphère turbulente, le système peut atteindre ses limites, se déconnecter et imposer au pilote une gestion manuelle.

Dans certain cas, les limites de puissance (torque) sur un moteur peuvent être atteintes et générer des alarmes (sonores et visuelles).

En atmosphère turbulente, le pilote doit donc surveiller constamment ce système alors qu'il est censé lui faciliter la tâche puisqu'il est automatique.

Des contraintes liées à une régulation automatique des moteurs peuvent entraîner, en atmosphère turbulente, une surcharge de travail pour le pilote.

Elle monopolise une partie de ses ressources attentionnelles, ce qui peut aller à l'encontre des exigences du vol en montagne.

➢ Le Mast Moment

⇒ Présentation de ce système

La surveillance du Mast Moment est un dispositif de contrôle du couple de flexion du mât rotor.

En vol, le mât subit une contrainte mécanique de flexion. Les limites de cette contrainte sont indiquées sur un instrument situé sur le tableau de bord.

Un indicateur situé sur le tableau de bord permet d'éviter de dépasser les limites de contrainte mécanique du mât.

⇒ Inconvénients

Ce système oblige le pilote à le surveiller constamment, en fonction du dévers et de la nature du sol lors des atterrissages, c'est-à-dire au moment précis et notamment en montagne, où l'attention du pilote doit être concentrée sur les dangers extérieurs environnant son appareil.

De plus, cet instrument, situé sur le tableau de bord, n'indique pas au pilote le sens des corrections qu'il doit effectuer lorsqu'il s'approche des limites.

Par ailleurs, son emplacement à l'intérieur du cockpit exige une dispersion délicate de l'attention du pilote, notamment durant les phases critiques comme celle du posé en montagne ou sur un terrain accidenté.

Une surveillance des limites de contraintes mécaniques entraîne une surcharge de travail pour le pilote.

Elle monopolise une partie des ressources attentionnelles, ce qui peut aller également à l'encontre des exigences du vol en montagne.

- Les alarmes sonores et visuelles

Le tableau des alarmes permet de contrôler plusieurs circuits. Il fournit des indications visuelles et sonores en cas de pannes.

Les alarmes sonores se déclenchent également pour signaler qu'une limitation est atteinte.

Il existe, de plus, quatre autres alarmes sonores (tours rotor mini, maxi, feux compartiment moteur et sonde altimétrique).

A ces alarmes incontournables, s'en ajoutent de nombreuses autres que le pilote doit analyser en cas d'allumage. Parmi ces dernières, certaines ne sont pas indispensables lors des phases critiques du vol en montagne

Les contraintes liées à ces alarmes entraînent une surcharge de travail pour le pilote. Elle monopolise une partie de ses ressources attentionnelles, ce qui peut aller à l’encontre des exigences du vol en montagne, notamment dans les phases délicates d’hélitreuillage ou de posé effectué à proximité de paroi.

2.1.2.5. Visualisation des extrémités de pales du disque rotor principal

A ce jour, l’extrémité des pales principales du BK 117 C2 est peinte en jaune. Cette couleur, suivant l’éclairage ambiant, ne permet pas à l’équipage de visualiser correctement, en vol stationnaire, à proximité des obstacles, l’extrémité du disque rotor de l’appareil, ce qui est particulièrement pénalisant pour les vols en montagne.

Le fait de ne pas pouvoir apprécier la distance séparant l’extrémité du disque rotor des obstacles environnants, est préjudiciable au vol en montagne, notamment lors des phases de stationnaires à proximité des obstacles.

2.1.2.6. Sécurisation des personnes à bord du BK 117

Lors des phases de décollage et d’atterrissage, toutes les personnes à bord d’un hélicoptère doivent impérativement être attachées.
Lors des phases opérationnelles, une ligne de vie permet de maintenir attaché dans la machine, par l’intermédiaire d’une longe, le personnel appelé à se déplacer à l’intérieur du cargo ou à stationner près de la porte latérale lorsque celle-ci est ouverte.

Au décollage du Pic de l’Arbizon, toutes les personnes à bord étaient attachées, à l’exception du secouru.
Toutefois, le CRS secouriste décédé était attaché du côté droit du cargo, mais pas sur un point prévu à cet effet.

2.1.2.7. Evaluation technico-opérationnelle du BK 117 C2

Par note en date du 16 juillet 2001, le ministre de l’intérieur demande à la DDSC de procéder à l’évaluation technico-opérationnelle (ETO) du premier BK 117 C2 qui sera livré et de désigner dès que possible, une équipe de Marque chargée d’organiser le déroulement du programme d’évaluation.

Le 26 juillet 2001, la DDSC demande au chef du groupement d’hélicoptères de lui communiquer les noms des personnels constituant l’équipe d’évaluation.
Un pilote qualifié « réception » et un MSS sont désignés.

Un programme d’évaluation d’emploi opérationnel, rédigé par les intéressés, est avalisé par la DDSC.
Du fait de la livraison tardive, l’évaluation technico-opérationnelle débute en août 2002. Toujours en cours au moment de l’accident, l’appareil est utilisé à des fins opérationnelles.
Le rapport d’évaluation est actuellement en cours de rédaction.
L’évaluation technico-opérationnelle du BK 117 C2 avait pour but :

- de mesurer les performances de l’ensemble des équipements,
- de vérifier la bonne adaptation du manuel de vol et de la documentation technique liée à l’exploitation de l’aéronef,
- de déterminer les procédures opérationnelles liées à l’exploitation de l’aéronef notamment celles relatives à son emploi en montagne (treuil, *sling*, etc.), et de ses équipements optionnels,

- de définir avec les partenaires (RAID[31], GIPN[32], SAMU, etc.) les aménagements indispensables à la réalisation de leur mission,
- d'appréhender les modifications techniques jugées indispensables à l'utilisation opérationnelle de l'aéronef,
- d'élaborer les règles de sécurité liées à la mise en œuvre des différents équipements,
- de vérifier que les consignes d'emploi opérationnel et de sécurité aérienne sont adaptées aux performances de l'appareil,
- de vérifier l'adéquation du système avec les missions du GHSC,
- de définir la répartition des tâches au sein de l'équipage.

L'appareil a été utilisé alors que l'évaluation technico-opérationnelle du BK 117 C2 était en cours.
Les procédures d'emploi opérationnel liées à ce nouvel appareil étaient cependant en cours de rédaction.
Par ailleurs, le programme de l'évaluation ne faisait pas l'objet de calendrier d'exécution.
Il relève de la décision de l'exploitant de fixer les normes d'emploi opérationnel d'un appareil durant le déroulement de son ETO.

2.1.2.8. Fonctionnement de la balise de détresse

La balise de détresse du BK 117 est de marque ARTEX, type ELT C 406-2 HM N°00366.
Les premiers sauveteurs arrivés en ALOUETTE III confirment avoir entendu un signal faible, lorsqu'ils sont arrivés à la verticale de l'épave; le signal disparaissant dès qu'ils s'en éloignaient.
Sa non détection à distance, est très certainement due à la position de l'épave encastrée dans une coulée de névé particulièrement étroite et encaissée, entourée de sommets dépassant de 200 à 300 mètres de hauteur le site de l'accident.

[31] RAID : unité de recherche, assistance, intervention et dissuasion.
[32] GIPN : Groupement d'intervention de la police nationale.

Le centre de contrôle et de mission Cospas-Sarsat[33] n'a par ailleurs, reçu aucune émission provenant du lieu de l'accident sur les fréquences de détresses 406 Mhz et 121,5 Mhz. Il n'explique pas la non réception du signal de la balise.

Le signal de la balise de détresse n'a pas pu être reçue par le centre de détection et de contrôle.

2.2. RÉSULTATS DES INVESTIGATIONS DEMANDÉES PAR LE BEAD

Cette deuxième partie synthétise les résultats des différentes expertises et recherches effectuées sur l'appareil par les organismes concernés.

2.2.1. Expertises réalisées par Turboméca

L'expertise officielle des deux moteurs du BK 117 C2 et de leur régulateur respectif a eu lieu les 8 et 9 octobre 2003 dans les ateliers de Turboméca à Tarnos en présence de l'expert judiciaire, des brigades de gendarmerie des transports aériens (BGTA) de Tarbes et de Toulouse, des experts moteurs de chez Turboméca et du BEAD.

Après la levée des scellés effectuée par la BGTA de Tarbes, les faits suivants ont été constatés :

2.2.1.1. Sur le moteur gauche Arriel 1 E2 N°18608, son régulateur et son boîtier tachymètre

- Le moteur

  La présence de nombreux cailloux dans ce moteur gauche n'a pas permis de réaliser d'essai de fonctionnement au banc moteur.

  Son démontage n'a, par ailleurs, pas mis en évidence d'endommagement interne. Celui-ci fournissait de la puissance au moment de l'impact (rotation de l'écrou cannelé du pignon menant du réducteur) et a été

[33] Cospas-Sarsat : centre de contrôle du ministère des transports ayant une équipe d'alerte Sarsat permanente.

arrêté par le système de protection survitesse après la rupture de l'arbre de liaison moteur/BTP.

- Le régulateur

  L'essai réalisé sur le régulateur montre que son fonctionnement est normal.

- Le boîtier tachymètrique

  Les tests de contrôle montrent que le relais a été activé et a conduit à l'arrêt du moteur par protection « survitesse ».

2.2.1.2. Sur le moteur droit Arriel 1 E2 N° 18609, son régulateur et son boîtier tachymètre

- Le moteur

  La présence également de nombreux cailloux dans le moteur a interdit la réalisation d'essai de fonctionnement au banc moteur.

  Le démontage n'a, par ailleurs, pas mis en évidence d'endommagement interne du moteur. D'ailleurs, celui-ci tournait après l'accident.

  L'absence de rotation de l'écrou cannelé du pignon menant du réducteur peut s'expliquer par le fait que l'arbre de transmission moteur s'est déconnecté à l'impact, évitant, au moteur, un couple résistant important.

- Le régulateur

  L'essai réalisé sur le régulateur montre un fonctionnement normal de celui-ci.

- Le tachymètre

  L'expertise du tachymètre référencé N°9580116170 N/S 4308 a été réalisée le 16 octobre 2003 dans la société Jouan Robotics à Morlaas en présence de la BGTA de Tarbes, de la société Turboméca et de représentants de la société Robotics.

  Ce boîtier tachymètrique présente un voyant magnétique d'indication de panne en position « couleur noire » (position activé).

  Cet indicateur détecte les problèmes internes du boîtier liés à la carte électronique du comptage de cycles. Il n'a aucune relation avec la fonction « protection survitesse ».

Ce voyant est repassé à la couleur blanche dès la mise sous tension du boîtier réalisée au début du test de bon fonctionnement. Le choc violent occasionné lors du crash peut être à l’origine de l’activation de ce voyant électromagnétique bistable.

Un contrôle de l’état du relais test de continuité entre les broches du connecteur et du boîtier hors tension a donc été réalisé.

Ce relais n’a pas été activé et n’a donc pas arrêté le moteur par le système de protection survitesse.

La logique de cette protection survitesse veut qu’en cas de coupure d’un moteur par ce système, la protection survitesse du deuxième moteur soit inhibée.

Les investigations menées conduisent à émettre le scénario suivant de comportement des moteurs au moment de l’accident :

- au moment du premier impact, la BTP, par réaction, a eu tendance à tourner dans le sens anti-horaire. Un effet de compression a donc eu lieu sur l’arbre de transmission du moteur gauche et de traction sur celui du moteur droit.

Ceci s’est traduit par :

⇒ **sur le moteur gauche :**

- **une rupture en torsion de l’arbre de transmission après un vrillage de plus de 180°. L’importante résistance qu’a opposé l’arbre avant sa rupture, a généré un surcouple sur le moteur qui s’est traduit par une rotation de l’écrou du pignon menant,**
- **un départ en survitesse de la turbine libre du moteur au moment de la rupture,**
- **un arrêt du moteur par le système de protection survitesse (coupure par le boîtier tachymètrique lorsque la vitesse de la turbine libre (TL) atteint 123%).**

⇒ **sur le moteur droit :**

- **une déconnexion entre l'arbre de transmission et l'arbre de sortie moteur au moment de l'impact patin. L'arbre de transmission libéré a impacté le moteur en plusieurs points (régulateur, support avant, support géné-démarreur). Cet arbre est rompu en flexion.**

  Le désaccouplement instantané du moteur est probablement la raison pour laquelle l'écrou du pignon menant de ce moteur n'a pas tourné, n'étant pas soumis à un couple résistant,

- **un départ en survitesse de la turbine libre du moteur est donc probable au moment de cette déconnexion. Cette survitesse dont la valeur n'est pas connue, n'a pas pu être stoppée par la protection survitesse qui est inhibée dès lors qu'un moteur a déjà été arrêté par cette même protection.**

  C'est donc le régulateur qui a ramené la vitesse TL au nominal (100%) avant que celle-ci n'arrive au seuil de départ des pales par « *blade shedding*[34] » à environ 150% des tours moteurs (N2).

  C'est donc le moteur droit qui a tourné pendant encore deux heures après l'accident.

2.2.2. Expertises réalisées par le CEPr

Les examens effectués par le CEPr de Saclay ont porté sur les commandes de vol, la transmission de puissance, la BTP, le MRP et la transmission arrière.

Des analyses de fluides ont également été réalisées.

Ces expertises font l'objet du rapport d'investigation N°104-IP-03 en date du 17 février 2004.

[34] *Blade shedding* : limite de désolidarisation des pales du mât rotor (par la force centrifuge).

Les conclusions de ce rapport sont les suivantes :

2.2.2.1. Au niveau des commandes de vol

- Sur les leviers et palonniers

  Les leviers de pas cyclique et de pas collectif avec leur timonerie se sont diversement rompus de manière statique à l'impact, sans endommagement préexistant.

  Le palonnier en place pilote (à droite) et sa timonerie sont intacts. Les renvois et articulations sont restés liés entre eux, jusqu'à la fixation avant de la commande à billes.

  Ce palonnier est enfoncé à fond à gauche.

  Le palonnier en place gauche a été complètement arraché.

- Les commandes à billes

  Les commandes à billes en tangage, roulis et celles du pas collectif se sont brisées statiquement à l'impact au droit de la tige avant en sortie de leur gaine.

  Chacune de ces trois commandes est libre en mouvement.

  La commande à billes de lacet est restée liée à la timonerie du palonnier droit. La tige est sortie de 180 millimètres de sa gaine vers l'avant, correspondant à l'enfoncement du palonnier pilote à fond à gauche. Elle est fléchie à la sortie de la gaine, interdisant tout déplacement.

  La continuité de la commande à billes a été vérifiée en désolidarisant son extrémité avant des renvois du palonnier droit. Malgré sa déformation, elle peut bouger de 10 millimètres environ.

  Cette commande à billes est correctement raccordée à son extrémité arrière sur l'entrée de la servocommande.

  Les quatre commandes à billes étaient restées normalement connectées à leurs servocommandes respectives.

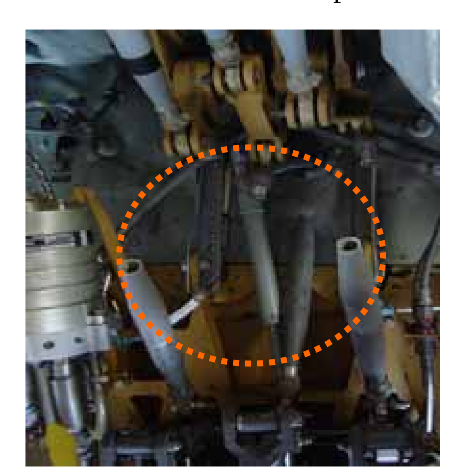
Les observations effectuées à Tarbes et ces dernières constatations attestent que la commande de lacet est mécaniquement correcte, du palonnier jusqu'à l'entrée de la servocommande.

- Test des servocommandes

Le test a été réalisé à l'aide d'un outillage fabriqué par ECD.

L'essai des quatre servocommandes par entraînement électrique extérieur actionnant successivement les deux pompes hydrauliques déposées de la BTP, a démontré la manoeuvrabilité normale des vérins de commande du plateau cyclique ainsi que la complète variation de pas du RAC.

Les trois bielles de renvoi sur le plateau cyclique, en sortie des servocommandes, se sont rompues statiquement au droit de l'extrémité arrière du premier étage de ces bielles.





Bielles rompues en statiques

2.2.2.2. La transmission de puissance

- Les arbres de sortie du moteur

L'arbre de sortie du moteur 1 (gauche) est déconnecté de son manchon d'accouplement. Il est extrêmement vrillé au tiers de sa longueur. Cette déformation en torsion s'est produite sur plus de 180°, sous l'effet du blocage de la BTP. L'arbre s'est ensuite brisé vers l'avant, dans la section de l'accouplement souple Bendix, juste en arrière des flectors le liant à la BTP.



L'arbre de transmission du moteur 1 est vrillé et sorti de son logement



L'arbre de transmission du moteur 1 est vrillé et sorti de son logement

L'arbre de sortie moteur 2 (droit) s'est déconnecté du moteur (traces d'usinage sur ce dernier en rotation) et s'est rompu statiquement en flexion, dans sa partie avant, alors qu'il n'était pas en rotation.



L'arbre de sortie du moteur 2 rompu en flexion

Cet arbre s'est séparé de la sortie du moteur, lequel était alors en rotation. Cette affirmation est attestée par l'usinage profond de l'entrée du manchon cannelé de l'arbre arrêté, causé par l'extrémité de la sortie du moteur en rotation, ainsi que par les traces de frottement parcourant sa périphérie extérieure.

- Les roues libres

Les deux roues libres accrochent normalement le mécanisme de la BTP dans le sens de rotation des moteurs et se libèrent dans le sens inverse. Elles fonctionnaient donc librement.

- Les deux ventilateurs

Les arbres d'entraînement des deux ventilateurs sont rompus en torsion dans leur section à casser, à la suite du blocage de la BTP par leur propre inertie.



L'arbre d'entraînement des deux ventilateurs est rompu en torsion dans leur section à casser

2.2.2.3. La BTP et le MRP

La BTP a été découverte bloquée en rotation. Elle a été libérée lors de la dépose de la roue libre 2. La radiographie comparée des deux roues libres, leur examen après démontage et les empreintes sur la denture de la roue libre 2 ont montré que le blocage de la BTP a été provoqué par la poussée vers l’avant du moteur 2 au moment de l’impact, favorisant le coincement des engrenages en vis-à-vis par cette interférence forcée.

L’ouverture de la BTP a montré, par ailleurs, le parfait état de ses engrenages.

Suite à l’impact final, le mât rotor est fléchi de l’ordre de 5°.



Le mât est fléchi de l'ordre de 5°

Les douze bagues recevant les boulons de fixation de la tête sur le mât sont toutes déformées en cisaillement sous l’effet du couple résistant du rotor lors de l’impact.
La tête rotor ne présente pas d’autre endommagement que ceux subis à l’impact.

2.2.2.4. La transmission arrière

Le bloc étrier du frein rotor en sortie de la BTP s’est rompu à l’impact.
L’arbre de transmission intermédiaire s’est plié en flexion au tiers avant de sa longueur. Ces endommagements se sont produits sur un impact secondaire après l’arrêt de la BTP, vraisemblablement lorsque la structure principale s’est pliée en deux.



Arbre de transmission intermédiaire plié

L’arbre de transmission arrière est intact. Il est correctement raccordé à l’arbre de transmission intermédiaire. Il n’est pas déformé mais juste repoussé en arrière de cinq millimètres environ. L’arbre tourne librement et entraîne le RAC. Une trace circulaire de frottement provoquée par l’enfoncement de son capot supérieur révèle sa rotation lors de l’impact.

La rotation de l’arbre de transmission et du RAC confirme le bon état de la BTI et de la BTA.

<u>En conclusion de ces expertises menées au CEPr :</u>

- **l’appareil ne présente aucune trace de dysfonctionnement ou d’endommagement antérieur à son écrasement sur le relief, dans un périmètre proche du site où l’épave a terminé sa course,**
- **l’ensemble des commandes de vol ne présente que des endommagements relativement modérés, visiblement consécutifs à l’impact. La commande en lacet, en particulier, est demeurée parfaitement continue du palonnier en place droite jusqu’aux bielles de variation de pas du rotor anticouple,**
- **le bon fonctionnement mécanique des servocommandes a été vérifié, in situ sur l’épave,**
- **le blocage de la BTP, relevé à la récupération de l’épave, n’était dû qu’à la perte des références géométriques des axes des pignons coniques à l’entrée de la BTP et à leur coincement l’un dans l’autre, causé par la poussée vers l’avant de la roue libre du moteur N°2, lors d’un impact secondaire,**
- **les indices de rotation et de transmission de puissance à l’impact ont été identifiés à plusieurs reprises, principalement sur certains composants de l’ensemble BTP et mât rotor principal,**
- **enfin, l'absence d'endommagement de la transmission arrière (vrillage), de ses paliers et flectors, permet d'affirmer que le rotor arrière n'a, à plein régime, ni percuté la paroi, ni percuté de rocher au moment de la récupération du randonneur.**

2.2.2.5. Analyse du carburant et de l’huile de la BTP

- Résultats de l’analyse du carburant

  Les échantillons de carburant sont conformes à la composition du kérosène F 34.

- Résultats de l’analyse de l’huile BTP

  L’échantillon d’huile BTP est conforme.

2.2.3. Expertises réalisées par le CEAT

Le CEAT avait en charge l'examen des pales du rotor principal et celles du rotor anticouple, la vérification de la conformité des pales par rapport au procédé de fabrication et l'identification des différentes ruptures du train d'atterrissage.

2.2.3.1. Examen des pales du rotor principal

Les quatre pales du rotor principal présentent des endommagements importants et sensiblement comparables.



Vue générale des quatre pales principales : endommagements sensiblement comparables



Extrados



Intrados

Pale bleue et pale verte



Extrados



Masselottes **Intrados**

Pale rouge et pale jaune

Les masselottes sont restées solidaires des pales, exceptée celle de la pale rouge qui s'est rompue en statique.

Sur leur moitié extrême, la structure des quatre pales est détruite presque en totalité. Le revêtement extérieur et la mousse interne ont disparu. Seuls les morceaux du bord d'attaque et quelques torons de fibre de verre en lambeaux dans le sens longitudinal de la pale subsistent. **Ceci indique que les pales ont percuté un obstacle ou le sol à plusieurs reprises alors qu'elles étaient encore en rotation.**

Sur la première moitié des pales (côté pied de pale), les endommagements ont été moins violents. La structure n'est que partiellement ou peu endommagée. Sur les pales rouge et jaune, des chocs relativement importants sont constatés à environ 1mètre/1,20mètre de l'œil de chape du pied de pale causant la destruction du revêtement extérieur. Ces endommagements ne sont pas répétés sur les deux autres pales (pale verte et pale bleue).

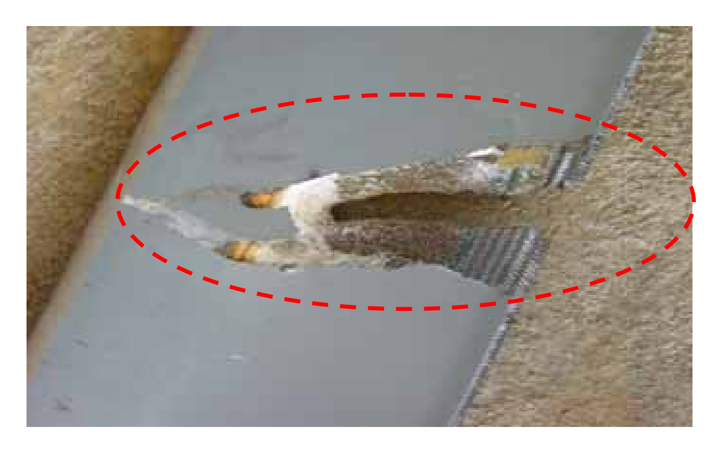
Ces observations indiquent que les pales rouge et jaune ont bloqué la rotation définitive du rotor lors du basculement final de l'appareil dans la brèche.

Par ailleurs, une entaille du revêtement est aussi constatée sur l'intrados des quatre pales. Ces entailles traversent également la structure (côté extrados) sur les pales bleue, jaune et rouge. Elles se situent à environ 1,70 mètre du centre de l'œil de chape de pied de pale et ont une orientation à 45° par rapport à l'axe longitudinal.

Des traces de frottement et des transferts de couleur jaune orangée sont également visibles.

Ces traces examinées, par comparaison avec des éléments obtenus par analyse, ont montré qu'elles étaient de même nature que la peinture de l'hélicoptère.

La couleur de ces traces semble indiquer qu'il s'agit d'un élément de couleur rouge (avec du jaune). Il s'agit très certainement du coupe câble.



Entaille

Après dépose, l'examen des ferrures de pied de pale n'a pas montré de dommage particulier qui pourrait être lié à l'accident. Seules quelques traces d'appui des pieds de pale sont visibles sur la face intérieure des ferrures.

L'examen visuel des pieds de pale en matériau composite fibre de verre (après dépose des ferrures) montre des fissures de délaminage parallèles à l'axe longitudinal de la pale sur les quatre pales. Elles se situent au niveau de la jonction ferrure/pale et sont plus marquées sur la pale bleue. Un examen radiographique des pieds de pale confirme ces observations.

Selon les informations fournies par Eurocopter, ces différents types de fissures de délaminage ont été reproduits sur des pales lors de cycles d'essais. Ces fissures ne sont apparues qu'au bout de 250 à 300 cycles; malgré ce défaut, ces essais ont pu être poursuivis jusqu'à 100000 cycles.

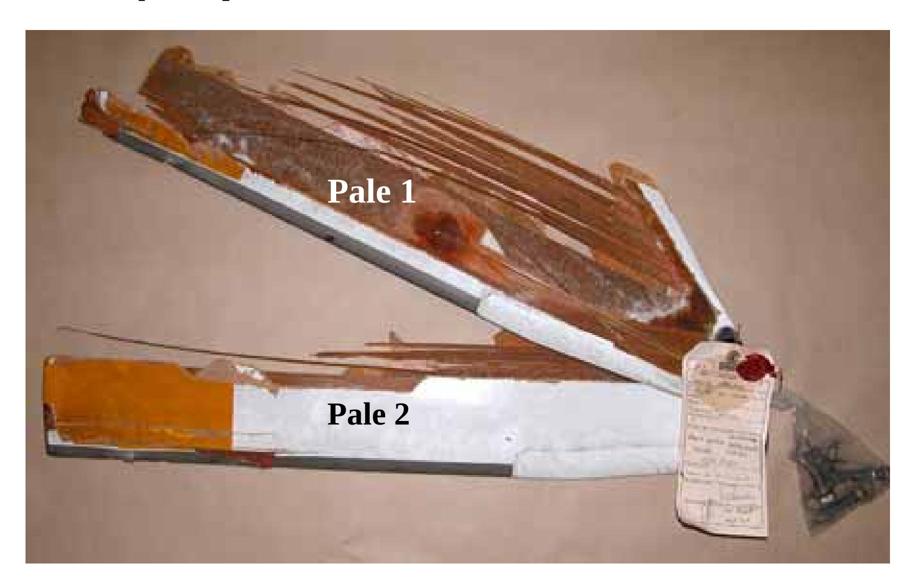
2.2.3.2. Examen des pales du RAC

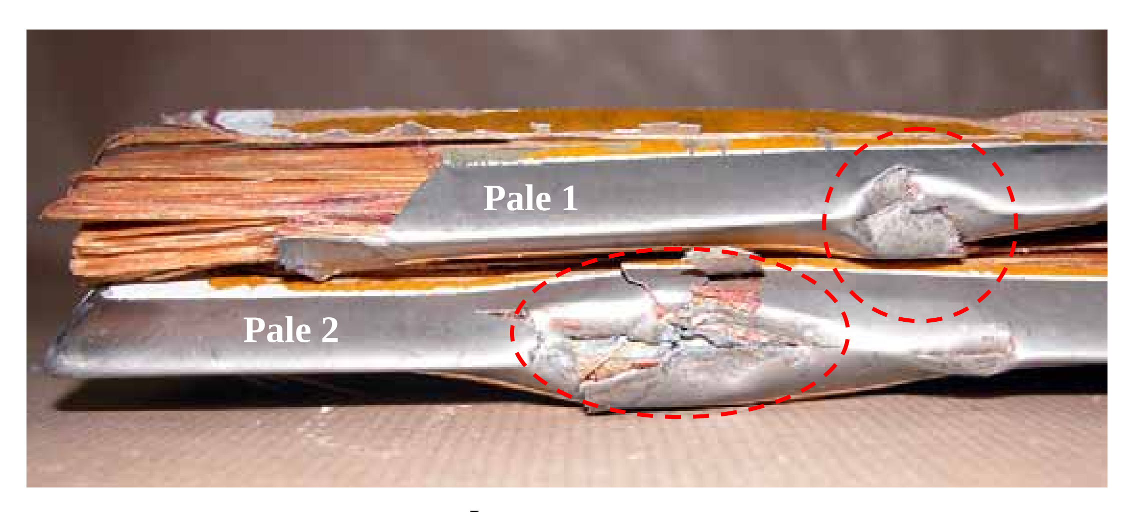
- Les deux pales du RAC présentent des endommagements importants. La plus grande partie de l'âme centrale en mousse et plus de 50% de la surface du revêtement (essentiellement la partie située en bord de fuite) ont disparu.



- Les deux pales du RAC

Des impacts très marqués sont visibles sur les bords d'attaque des deux pales. La bande anti-érosion est perforée et le jonc de renfort de bord d'attaque en plomb est fortement écrasé ou sectionné.





Impacts

L'examen de ces impacts par microanalyse au microscope électronique à balayage a montré la présence d'éléments chimiques comparables à ceux trouvés sur la roche présente sur le site de l'accident.

Le repositionnement du centre de gravité sur les deux pales endommagées montre un écart de position. Le balourd engendré par cet écart pourrait expliquer l'endommagement observé sur le pylône support de la BTA.

2.2.3.3. Rupture du train d'atterrissage

Les ruptures observées sur l'ensemble du patin d'atterrissage gauche sont la conséquence de plusieurs chocs avec le sol et se sont vraisemblablement produites selon le scénario suivant :

- l'hélicoptère percute le sol à l'arrière gauche au niveau de la traverse arrière qui fléchit conduisant à un écrasement et une déformation du patin gauche au niveau de la jonction « patin gauche/traverse »,
- l'appareil bascule ensuite vers l'avant et s'affaisse sur sa gauche, ce qui provoque deux ruptures sur la traverse avant et son fléchissement. La rupture finale du patin gauche au niveau de la jonction « patin/traverse arrière » s'est vraisemblablement produite lorsque l'hélicoptère est venu se ficher dans la faille

<u>En conclusion de ces expertises menées au CEAT :</u>

- **Les ruptures observées sur l'ensemble « patin-atterrisseur » sont toutes statiques et la conséquence de plusieurs chocs avec le sol.**
- **Les endommagements examinés sur les pales du RAC sont dus à des chocs avec des pierres. Les différents morceaux de pales retrouvés à proximité de l'accident, permettent de situer la majorité des impacts dans la phase finale.**
- **Les endommagements examinés sur les pales principales sont en majorité consécutives à des chocs avec des obstacles ou le sol (probablement des rochers).**
  Par ailleurs, une entaille a été observée à environ 1,70 mètres du centre de l'œil de pied de pale. Elle semble avoir pour origine la rencontre des pales avec le coupe câble.

L'analyse des examens effectués sur ces différents endommagements, en comparaison avec des dommages constatés par Eurocopter lors d'essais en endurance des pales, conduit à émettre le scénario possible suivant :

- **dans un premier temps, la moitié extrême des pales principales a percuté un obstacle ou le sol, vraisemblablement à plusieurs reprises.**
- **la non rupture des pales au niveau des ferrures (dommages constatés plusieurs fois par Eurocopter lors d'accidents antérieurs) montre que la vitesse de rotation du rotor s'est réduite (de l'ordre de 60 à 70% de sa vitesse nominale) à l'impact des pales.**
- **ensuite, en finale dans la rimaye, la première moitié des pales (rouge et jaune) a percuté le rocher immobilisant définitivement le rotor en rotation.**

Le scénario relatif à la réduction de la vitesse angulaire du rotor principal est en adéquation avec celui émis à la suite des investigations menées sur les moteurs.

2.2.4. Expertises réalisées par Eurocopter et Thalès

Eurocopter et Thalès avaient en charge le dépouillement et l'analyse des paramètres enregistrés par les calculateurs du pilote automatique et du VEMD/CAD.

- Le calculateur PA (pilote automatique)

  L'enregistrement des codes de maintenance est activé lorsque le PA est en conditions « vol » et que le rotor tourne.

  La mémoire non volatile (NVM) révèle un vol sans aucune panne enregistrée, du décollage jusqu'à 11 mn 28 s de vol.

  Ensuite des pannes ont été enregistrées pendant 13 secondes avant l'arrêt complet des enregistrements qui a très probablement été causé par une perte complète d'alimentation des modules pilote automatique (APM).

  De manière générale, les données extraites des codes de maintenance ne permettent pas de déterminer avec certitude le moment de l'impact.

  Toutefois, la période pendant laquelle les pannes ont été enregistrées peut être séparée en deux phases successives :

  ⇒ entre 11mn 28s et 11mn 34s, les pannes concernent pour la plupart des problèmes au niveau des AHRS (centrale d'assiette et de cap). Ces problèmes surviennent simultanément sur les deux AHRS alors que ces deux équipements sont indépendants. Ceci est vraisemblablement dû à un choc violent (premier impact patin), ce que tend à confirmer l'apparition de pannes sur les capteurs de position du manche cyclique.

  ⇒ Entre 11mn 37s et 11mn 41s, en plus des pannes observées dans la première phase, la plupart des pannes pourraient s'expliquer par une perte d'alimentation au niveau des APM (calculateur PA) ainsi que du FOG (gyroscope à fibres optiques) en lacet.

Le premier impact patin a donc eu lieu à 11mn 28s de vol, et l'impact final dans la rimaye entre 11mn 37s et 11mn 41s.

- Le VEMD/CAD

L'analyse des enregistrements du VEMD/CAD permet d'affirmer que les deux moteurs fonctionnaient correctement avant l'accident.

L'analyse des paramètres enregistrés permet, par ailleurs, de préciser que **l'impact final** dans la rimaye s'est produit après 11mn 38s de vol.

De plus, elle confirme les conclusions de la société Turboméca sur le fait que le moteur N°1 (gauche) a été coupé par la fonction de protection survitesse, et que le moteur N°2 a été ramené au ralenti par le système de régulation primaire.

En conclusion générale, les différentes expertises menées au CEAT, CEPr, TURBOMÉCA et EC montrent que l'appareil était mécaniquement intact jusqu'au moment de la perte de contrôle.

2.3. ENONCÉ ET VÉRIFICATION DES HYPOTHÈSES RELATIVES AUX CAUSES DE L'ÉVÉNEMENT

A l'issue de cette étude et afin de formuler un certain nombre d'hypothèses sur l'origine et les causes de cette perte de contrôle de l'appareil, il convient d'analyser les faits, témoignages et résultats des expertises et essais divers.

Les témoignages du secouru, du CRS secouriste et du MSS indiquent que :

- l'appareil s'est mis en rotation à droite, autour de son axe de lacet, dès le décollage, ou peu de temps après (au maximum cinq secondes après) ; le décollage étant effectué dans l'axe ou en virage à droite selon les témoignages,
- lors de l'expertise de la cellule de l'appareil réalisée au CEPr, le palonnier gauche du pilote a été retrouvé enfoncé jusqu'à sa butée mécanique.

Ces deux faits laissent à penser que le pilote a tenté de contrer la rotation en lacet de son appareil, sans y parvenir. Décollant en virage à droite, il a très bien pu ne pas s'apercevoir immédiatement, voire rapidement, de la dégradation des qualités de vol liées à un phénomène de perte d'efficacité du RAC.

Les origines de cette perte de contrôle en lacet peuvent être multiples.
Les résultats des différentes expertises permettent cependant d'éliminer toutes causes d'origine purement mécanique (cellule et moteur), mais n'excluent pas des causes d'origine technique, notamment celle relative à l'efficacité du RAC.
De plus, celles-ci peuvent se combiner à des causes d'origine environnementale ou humaine.

Dans ce cadre, les hypothèses conduisant à une perte de contrôle en lacet de l'appareil, peuvent être les suivantes :

- le pilote subit un phénomène de perte d'efficacité du rotor anticouple liée aux conditions aérologiques du moment, sur zone,
- le pilote subit un départ en rotation de son appareil (axe de lacet) de même type que celui du 22 janvier 2004, mais sans pouvoir l'arrêter (cf : ***Exemple : Le 22 janvier 2004, un pilote subit un départ en rotation de son appareil (axe de lacet).***page 79.

- le pilote décolle proche de la butée mécanique du palonnier gauche,
- le RAC percute un obstacle, ou est percuté par une pierre, au moment de la récupération du randonneur, ou du décollage,
- l'appareil est pris dans des rabattants tout en subissant les problèmes cités supra,
- l'appareil touche le relief avec les pales principales lors du décollage,
- les palonniers du pilote sont bloqués pour une raison quelconque,
- le pilote a un malaise au décollage,
- une partie de la dérive se désolidarise de la cellule et vient bloquer ou perturber le bon fonctionnement du RAC.

2.3.1. Le pilote subit un phénomène de perte d'efficacité du rotor anticouple liée aux conditions de vol du moment, sur zone

Le NTSB[35] a identifié un phénomène appelé *« loss of tail rotor effectiveness »* (LTE[36]) ou perte de l'efficacité du rotor de queue, comme étant un facteur contributif à plusieurs accidents concernant différents types d'hélicoptères américains, au cours desquels le pilote a perdu le contrôle en lacet de son appareil. **L'apparition du phénomène de perte d'efficacité du RAC n'est pas spécifique au BK 117 C2 ; tous les appareils à voilure tournante peuvent y être sujets.**

Dans la plupart des cas LTE répertoriés, une action de correction inappropriée ou tardive semble avoir concouru à une perte d'efficacité du RAC. Ce phénomène est présenté dans le détail en 3, *Perte d'efficacité du rotor anticouple***, page 109.**

Se produisant à des vitesses aérodynamiques réduites (inférieures à 30 kt), il peut avoir comme effet un taux rapide, non désiré, de rotation en lacet, qui ne diminue pas par lui-même. S'il n'est pas corrigé rapidement, il peut aboutir à la perte de contrôle de l'appareil.

---

[35] NTSB : *national transportation safety board* (bureau national de la sécurité des transports américain).
[36] Le LTE peut se retrouver aussi sous les termes : URY (*unanticipated right yaw*).

N'étant pas dû à un défaut de maintenance, ce phénomène peut apparaître dans les conditions suivantes :

- *Lors de manœuvres qui se déroulent dans un contexte demandant de fortes puissances, à basse vitesse et sous vent traversier.*

  Cette situation peut s'appliquer à l'évènement.

  En effet, les conditions du décollage (faible vitesse) ont pu conduire temporairement à une forte demande de puissance du fait :

  ⇒ **de la masse importante de l'appareil pour une altitude de 2700 mètres, à une température de 13°C,**

  ⇒ **d'un possible vent traversier ou de rabattants.**

- *Les virages à droite (pour le BK 117 C2), à faible vitesse, sont davantage susceptibles de conduire à une perte d'efficacité du RAC.*

  Cette situation peut s'appliquer à l'évènement.

  En effet, l'un des témoins a indiqué que l'appareil a décollé (faible vitesse) en virant à droite et qu'il est aussitôt parti en rotation, à droite, sur son axe de lacet.

- *Un départ en rotation de l'appareil sur son axe de lacet à droite est corrigible si le palonnier est employé immédiatement. Si la réaction aux commandes du pilote est incorrecte ou lente, ou si le palonnier est déjà en butée mécanique,* ***la vitesse de rotation peut alors rapidement augmenter, à un point tel que le contrôle de l'appareil devient impossible.***

  Cette situation peut s'appliquer à l'évènement.

  En effet, les témoignages indiquent que l'appareil est parti en rotation à droite autour de son axe de lacet et qu'il a fait six à sept tours avant de s'écraser.

  Le pilote du BK 117 C2 peut avoir eu une réaction inappropriée ou lente au palonnier ou s'être retrouvé, au décollage, en butée mécanique de palonnier gauche (hypothèse explicitée dans la partie suivante).

Dans ce cadre, les conditions dans lesquelles se trouvait l’appareil, pouvaient donc être de nature à déclencher un phénomène de perte d’efficacité du RAC tel qu’il est défini par le NTSB.
Afin de mieux cerner ce phénomène, une réflexion destinée à préciser les mesures à prendre pour réduire son déclenchement et les techniques de récupération à appliquer par les équipages pourrait être menée par le CEV.

Une perte d’efficacité du RAC peut donc être à l’origine de la perte de contrôle en lacet de l’appareil.

Cette hypothèse est RETENUE.

Exemple : Le 22 janvier 2004, un pilote subit un départ en rotation de son appareil (axe de lacet).
Plusieurs problèmes de lacet ont été rencontrés par la DDSC et la gendarmerie sur les BK 117 C2; le dernier étant celui survenu le 22 janvier 2004 au Pic de Balaïtous dans les Pyrénées (la température était de -2°C à 10220 ft, la masse de 3335 kg, le vent général du 340 pour 20 kt et la masse maximale autorisée à 10220 ft de 3380 kg) :

En très courte finale, un hélicoptère de type BK 117 C2, après que le pilote ait effectué une très légère application de Pas pour amortir son posé, part en rotation brutale, à droite, autour de son axe de lacet. En essayant de contrer cette rotation au palonnier, il arrive en butée mécanique du palonnier gauche et la rotation s’accélère.
Pendant ce temps, le pilote arrive à assurer la verticalité de l’appareil sur le point en le contrôlant au cyclique.
Lorsque l’hélicoptère se retrouve face au dégagement, le pilote décide d’appliquer une assiette à piquer, ayant pour conséquence l’arrêt franc de la rotation.
Le pilote baisse alors aussitôt le pas général.
L’appareil a effectué 270° de rotation en trois secondes avant de s’arrêter.

Cette perte de contrôle se répétera une seconde fois sensiblement de la même façon.

EC a mené, sous la direction des services des programmes aéronautiques (SPAé), en collaboration avec le centre d'essais en vol (CEV), une campagne d'essais concernant la chaîne de lacet du BK 117 C2.
Les enquêteurs judiciaires et techniques du BEAD ont été associés à cette campagne.
Les premiers résultats de la campagne d'essais n'ont pas mis en évidence de problème de lacet.
Toutefois, des efforts inhabituels aux palonniers ont été constatés dans certains cas en haute altitude, sans pour autant en affecter la contrôlabilité en lacet.
De plus, des messages fréquents d'alerte « ACTUATOR » du PA ont été constatés lorsque la butée du palonnier était atteinte ou lorsque des efforts importants étaient ressentis aux palonniers.

Dans ce cadre, des essais complémentaires ont donc été nécessaires de façon à étudier :

- l'apparition des efforts particuliers,
- le comportement de l'appareil avec des vents venant de la gauche, à haute altitude, hors effet de sol et dans l'effet de sol,
- l'effet éventuel des oreilles sur les performances du rotor anticouple.

Les résultats de cette campagne d'essais complémentaire sur la chaîne de lacet sont les suivants :

- Les performances et les qualités de vol (manoeuvrabilité) sont en parfait accord avec les résultats des essais de certification.

  Les performances du manuel de vol sont confirmées.
- Les dérives verticales (oreilles) n'ont pas d'influence notable sur le contrôle en lacet en stationnaire.

- Le PA est une aide précieuse à la stabilisation de l'appareil en conditions turbulentes. Il n'y a pas de différence sur la contrôlabilité en lacet entre le PA sur « MARCHE » et le PA sur « ARRET ».
- Les efforts en lacet perturbent la perception des butées de commandes. Une lettre service a été diffusée pour prévenir les équipages de cet effet.
- Aucun phénomène de perte d'efficacité de lacet n'a été rencontré,
- Il est important de ne pas laisser s'installer une vitesse de rotation en lacet. Tout départ en rotation doit immédiatement être contré par le pilote. (phénomène non spécifique au BK 117 C2).

Les conclusions de ces essais ont été présentées par EC le 08 septembre 2004 (cf. 1, *Conclusions de la campagne d'essais*, **page 100**

Les efforts inhabituels et importants constatés aux palonniers lors des essais, peuvent laisser croire au pilote que la butée de Pas du RAC est atteinte alors que ce n'est pas le cas.

Dans ce cadre, le pilote du BK 117 C2 N°9009 n'aurait alors pas immédiatement appliqué le couple maximum sur le RAC et donc laissé le mouvement de lacet s'installer, sans plus pouvoir l'arrêter.

Ces efforts inhabituels et importants ont donc pu concourir aux causes de l'évènement du Pic de l'Arbizon.

2.3.2. Le pilote décolle proche de la butée mécanique du palonnier gauche

Avant de vérifier cette hypothèse, il est nécessaire de rappeler l'utilité du RAC.

- Rôle du RAC

  Le rotor anticouple sert à contrer la somme de l'effet du couple moteur et de celui du vent.

  Cet effet est contré tant que le palonnier n'atteint pas sa limite mécanique (butée mécanique).

Dès qu'il arrive en butée à gauche, et que la somme de l'effet de couple moteur et de celui du vent continue à augmenter, l'appareil se met en rotation autour de son axe en lacet.

Cette rotation est d'autant plus rapide que l'application de pas général est importante.

Le pilote est alors obligé de prendre de la vitesse ou de baisser le pas général pour arrêter cette rotation en lacet.

- Etude aérodynamique en prenant en compte les paramètres de vol du jour de l'évènement.

  Une simulation a été effectuée en prenant en compte les paramètres suivants :

  ⇒ une altitude de 9000 ft,

  ⇒ une température de 13° C,

  ⇒ une masse de 3140 kg.

Dans ces conditions, la documentation de certification indique que la masse maximale autorisée, hors effet de sol, est de 3380 kg.
A la masse de 3140 kg, en stationnaire et dans les conditions précisées ci-dessus, le rotor de queue est capable de contrer environ 40 kt de vent travers droit.

Si pour une raison quelconque (effet des rabattants ou vent traversier) le pilote est amené, en stationnaire ou au décollage, à faible vitesse, à utiliser la puissance maximale autorisée au décollage, la simulation montre que la contrôlabilité en lacet reste assurée jusqu'au moins 17 kt de vent traversier.
Or, sachant qu'au Pic du Midi de Bigorre, massif proche de l'Arbizon, la station automatique a enregistré, à 17h00 locales, des vents de 30 kt et de plus de 50 kt en rafale.
En supposant que ces conditions météorologiques aient été similaires au Pic de l'Arbizon au moment de la récupération du randonneur, **l'appareil a pu éventuellement subir des rabattants ou de forts vents traversiers.**

Dans ces conditions, il est possible que le pilote se soit posé proche de la butée mécanique de la pédale gauche de son palonnier. A la mise en puissance pour décoller, il a pu se retrouver en butée mécanique de la pédale gauche du palonnier et ne plus pouvoir contrôler son axe de lacet.

N'ayant pas effectué de passage stabilisé à hauteur du point de récupération pour y connaître précisément l'aérologie, le pilote a pu, après avoir embarqué le randonneur, décoller proche de la butée mécanique ou en butée mécanique de la pédale gauche du palonnier.
Dans ce cadre, il a pu perdre le contrôle en lacet de son appareil.

Cette hypothèse est donc RETENUE.

2.3.3. Le RAC percute un obstacle ou est percuté par une pierre au moment de la récupération du randonneur ou du décollage

Ces deux cas qui ne peuvent avoir eu lieu qu'au moment de la récupération du randonneur ou lors du décollage (la perte de contrôle en lacet s'est produite dès le décollage selon les témoignages), pourraient être la conséquence :

- d'une possible déstabilisation de l'appareil au moment de l'embarquement du randonneur, conduisant le pilote à un surcontrôle aux commandes et à toucher un obstacle avec le RAC,
- d'une possible chute de pierre sur le RAC, le détériorant et le détruisant,
- d'un problème possible de contrôle en lacet de l'appareil, comme cela s'est déjà passé dans d'autres circonstances sur d'autres BK 117 C2, conduisant le pilote à percuter un obstacle au niveau du RAC,
- d'une possible arrivée en butée ou en limite de butée palonnier, interdisant au pilote de contrer temporairement la somme de l'effet de couple et de vent traversier, conduisant là encore l'appareil à percuter un obstacle au niveau du RAC.

Toutefois :

- compte tenu :
  - ⇒ de l’absence d’obstacle, de débris et de trace, sur ou autour des deux points de récupération possibles ; tous les débris ayant été retrouvés sur le lieu de l’accident;
  - ⇒ que les deux points de poser sont suffisamment éloignés de la paroi rocheuse pour être à l’abri de toute chute de pierre,
- *et que par ailleurs*, aucune déformation (vrillage) de la transmission arrière, aucun endommagement des paliers ou des flectors n’a été constaté lors de l’expertise.

Le RAC ne peut en aucun cas avoir, sur ces deux points de posé supposés, percuté un obstacle ou avoir été percuté par une pierre.

En conséquence, l’hypothèse que le RAC ait pu être détérioré ou détruit, au moment de la récupération du randonneur, après avoir percuté la paroi (ou un rocher) ou à cause d’une chute de pierre, est REJETEE.

2.3.4. L’appareil est pris dans des rabattants tout en subissant les problèmes cités ci-dessus

La façon dont l’appareil a, dans un premier temps, percuté le sol (verticalement et violemment) après que le pilote en ait perdu le contrôle en lacet, laisse à penser qu’il peut avoir chuté verticalement après le décollage.

Les expertises menées sur le train d’atterrissage confirment cette hypothèse.

Elles montrent, par ailleurs, que l’appareil avait une faible vitesse translationnelle, mais était en rotation, à droite, sur son axe de lacet.

Dans cette hypothèse, seul le point de récupération situé à la verticale de la zone de crash doit être pris en considération ; l’autre en est trop éloigné.

Les raisons pour lesquelles l’appareil aurait chuté verticalement après son décollage, pourraient être les suivantes :

- l'hélicoptère percute, au décollage, la paroi avec les pales du rotor principal,
- l'hélicoptère a une panne « moteur »,
- l'hélicoptère est pris dans un fort rabattant.

⇒ L'hélicoptère percute la paroi avec le rotor principal lors du décollage.

Les conclusions des différentes expertises effectuées sur les pales du rotor principal dont l'essentiel des débris a été retrouvé sur le lieu de l'accident, l'absence de trace sur les points de récupération (les versants ayant été ratissés par les gendarmes) et les témoignages (pas de vibration importante), permettent d'exclure le fait que le rotor principal ait pu toucher la paroi au décollage.

L'hypothèse que les pales du rotor principal aient pu toucher la paroi au décollage est REJETEE.

⇒ L'hélicoptère a une panne moteur

Les expertises moteur et du VEMD/CAD permettent d'affirmer que les deux moteurs fonctionnaient parfaitement jusqu'au moment de l'impact du patin gauche.

L'hypothèse que l'appareil ait eu une panne moteur est REJETEE.

⇒ L'hélicoptère est pris dans un rabattant.

Le vent, ce jour là, était à priori très fort, même si le randonneur a témoigné que sur sa position, il ne lui paraissait pas violent.

La zone de récupération étant située au nord nord-ouest du massif de l'Arbizon et en contrebas, elle pouvait être sujette à des rabattants dans lesquels l'appareil aurait pu être pris.

Ces rabattants ont pu, par ailleurs, être ponctuellement très forts, compte tenu des fortes rafales observées au niveau du Pic du Midi (54 kt) à l’heure de l’évènement.

Dans ces conditions, pour contrer l’effet des rabattants, le pilote est contraint **d’augmenter rapidement la puissance** et de mettre de plus en plus de pression sur la pédale gauche du palonnier. Lorsqu’il atteint la butée mécanique, il perd le contrôle de l’axe de lacet.

Par ailleurs, cette forte et rapide demande de puissance entraîne une perte de tours du rotor principal et du RAC, se traduisant respectivement par une perte de portance de l’appareil et une perte de contrôle en lacet.

L’hypothèse que des rabattants aient pu entraîner une perte de contrôle en lacet de l’appareil est donc RETENUE

2.3.5. Les palonniers sont bloqués pour une raison quelconque

Les constatations et les expertises réalisées sur l’appareil permettent d’exclure cette possibilité.

En conséquence, l’hypothèse que le palonnier ait pu être bloqué est REJETÉE.

2.3.6. Malaise physique du pilote au décollage

Certains membres de l’équipage ont témoigné avoir vu le pilote se « battre » avec les commandes de l’appareil pour essayer de le contenir et ce jusqu’au premier impact.

Un malaise du pilote est donc exclu.

En conséquence, l’hypothèse que le pilote ait pu avoir un malaise physique, est REJETÉE.

2.3.7. Un morceau de la dérive se désolidarise de la cellule et vient bloquer ou perturber le bon fonctionnement du RAC.

Les expertises réalisées sur la dérive, le RAC et ses pales permettent d’exclure cette possibilité.

En conséquence, l’hypothèse qu’un morceau de dérive ait pu bloquer le RAC ou perturber son fonctionnement, est REJETÉE.

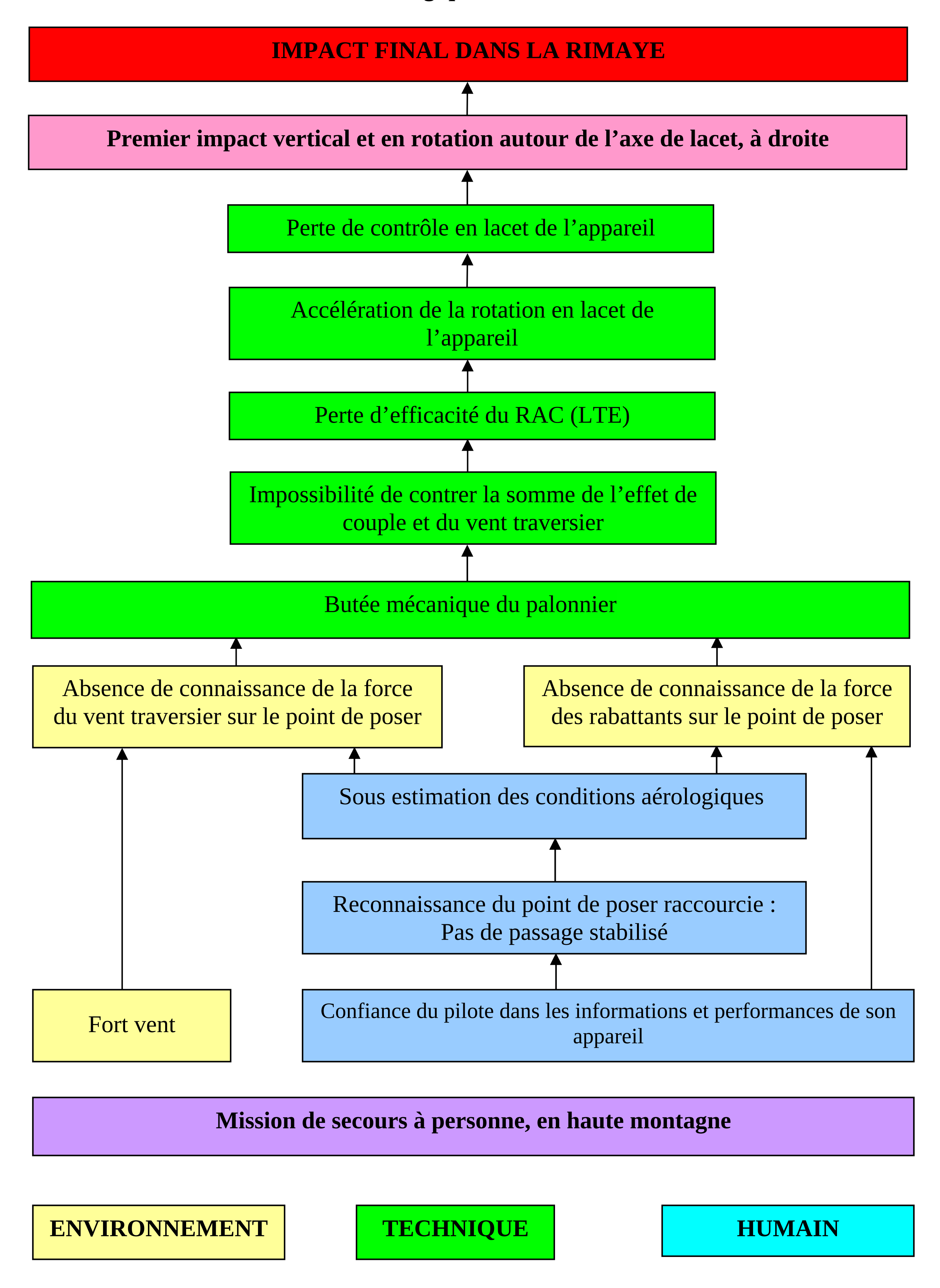
EN CONCLUSION :

L’analyse des faits, témoignages et expertises permet donc de ne retenir que les hypothèses possibles suivantes :

- **L'appareil subit un phénomène de perte d’efficacité du RAC,**
- **Après la récupération du randonneur, le pilote décolle proche ou en butée mécanique de palonnier gauche ce qui entraîne une contrôlabilité limitée,**
- **L'appareil est pris dans des rabattants.**

2.3.8. Arborescence causale

2.3.9. Arborescence chronologique et détaillée



3. CONCLUSION

3.1. FAITS ÉTABLIS, UTILES À LA COMPRÉHENSION DE L'ÉVÉNEMENT

- L’évènement a eu lieu le 20 juillet 2003 au cours d’une mission de secours à personne, dans les Pyrénées, en haute montagne, avec un hélicoptère BK 117 C2,
- le vent général sur la chaîne des Pyrénées est du sud-ouest. Au Pic du Midi, à l’heure de l’évènement, la station météorologique a enregistré des vents d’environ 30 kt en continu et de plus de 50 kt en rafales,
- dix minutes après avoir décollé de Gavarnie, l’équipage, composé de cinq personnes, repère le randonneur sur le versant nord-ouest du massif de l’Arbizon à environ 2750 mètres d’altitude,
- à la vue de la configuration topographique de la zone, le pilote décide de récupérer le randonneur en se posant à proximité en appui « patin » gauche,
- à l’issue de l’embarquement du randonneur, l’appareil redécolle dans l’axe ou en virage à droite selon les témoignages,
- l'hélicoptère se met aussitôt en rotation à droite sur son axe de lacet, perd de l’altitude, percute le sol verticalement, toujours en rotation, sur la partie arrière de son patin gauche, rebondit et s’immobilise une trentaine de mètres plus bas, dans une rimaye à 2500 mètres d’altitude, l’avant dirigé vers le bas,
- deux heures plus tard, les premiers secours arrivent sur place,
- les membres de l’équipage sont dirigés vers différents hôpitaux de la région,
- un des deux secouristes CRS est décédé, les deux membres de l’équipage et deux passagers sont gravement blessés, le secouru est légèrement blessé,
- depuis le 5 juillet 2002, date de sa livraison à la DDSC, l’appareil avait effectué 453 heures de vol,

- sorti d’une visite des 50 heures le 17 juillet 2003, il a été entretenu conformément à la réglementation en vigueur,
- le BK 117 C2 était dans une phase d’évaluation technico-opérationnelle, notamment « montagne », menée par le GHSC,
- les expertises menées sur la cellule, les pales, le train d’atterrissage et les deux moteurs, n’ont mis en évidence aucune anomalie technique ou mécanique.

3.2. CAUSES DE L'ÉVÉNEMENT

Les conclusions de l’enquête technique reposent principalement sur l’analyse des faits, de quelques témoignages et des résultats des différentes expertises.
Ces dernières permettent d’affirmer que l’appareil était intact jusqu’au moment de la perte de contrôle.

L’accident est la conséquence d’une perte de contrôle en lacet, à droite, de l’appareil.

Les causes possibles de cette perte de contrôle en lacet sont essentiellement liées à l’environnement, au facteur humain et à la technique :

- **s’agissant des causes d’origine environnementale :**

  ⇒ l’aérologie (fort vent, rabattants ou vent traversier),

  ⇒ le lieu de l’évènement (relief, cirque, altitude, température),

  ont pu concourir aux causes de l’évènement.

- **s’agissant des causes d’origine humaine :**

  ⇒ une reconnaissance de zone raccourcie : pas de passage stabilisé sur le point,

  ⇒ un manque d’information sur l’aérologie, sur le point de récupération, avec une éventuelle sous estimation de cette dernière,

  ⇒ une faible expertise du pilote sur bimoteur et sur le BK 117 C2 en particulier,

  ⇒ l’embarquement de deux secouristes à bord,

  ont pu concourir aux causes de l’évènement.

- **s’agissant des causes d’origine technique :**

aucune déficience mécanique endogène à l’appareil n’a été identifiée comme pouvant être une cause de l’accident. Les expertises effectuées montrent que l’appareil était mécaniquement intact jusqu’au moment de la perte de contrôle.

Les efforts importants et inhabituels constatés sur la chaîne de lacet lors de la campagne d’essais, peuvent perturber la perception des butées de commande. A ce titre, ces efforts ont pu concourir aux causes de l’évènement.

Par ailleurs, il a été constaté que l’ergonomie des indicateurs Vartoms, Mast Moment et des alarmes sonores et visuelles, génère une surcharge de travail pour le pilote, notamment lors de certaines phases de vol en montagne.

4. RECOMMANDATIONS DE SÉCURITÉ

Suite à une réunion organisée par la DGA, il a été demandé à Eurocopter de proposer des limitations en attendant la fin de la campagne d’essais menée sur la chaîne de lacet des BK 117 C2.

Dans ce cadre, un acte technique du SPAé (envoi N°60258 du 11 mars 2004) préconise que la masse maximale autorisée au décollage, à l’atterrissage, et pour toutes opérations en stationnaire hors effet de sol, soit limitée à la plus faible des masses suivantes :

- 3585 kg,
- ou la masse définie dans les courbes « Plafond » en vol stationnaire DES/régime de décollage/composante vent de travers de 17 kt, telles que définies au chapitre relatif aux limitations du manuel de vol de l’appareil,
- ou la masse définie dans les courbes « Plafond » en vol stationnaire HES avec 10% de marge de poussée rotor arrière supplémentaire, telles que définies dans les courbes de vol transmises par ECD.

Ces limitations ont été levées par l’acte technique n° 285-04 / SPAé / ST / AAé du 13 octobre 2004.

4.1. MESURES AYANT TRAIT DIRECTEMENT À L’ACCIDENT

Le Bureau enquêtes accidents défense recommande :

- **s’agissant du phénomène de perte d’efficacité du RAC**
  - ⇒ Qu’EC poursuive ses investigations sur la chaîne de lacet.
  - ⇒ De plus, les pilotes étant tous susceptibles de rencontrer le phénomène de perte d’efficacité du RAC quel que soit le type d’hélicoptères, que le CEV, en liaison avec Eurocopter, mène une réflexion destinée à préciser :
    - les mesures à prendre pour réduire les conditions de son déclenchement,
    - les procédures à appliquer par les équipages en cas de perte d’efficacité du RAC.

➢ **s’agissant des efforts en lacet**

⇒ Que la DDSC et la DDGN :

- s’assure que tous les pilotes ont bien pris connaissance de la lettre service d’EC relative à l’augmentation des efforts aux palonniers lors de mouvements rapides (lettre service 2004-06-30, MBB BK117 C2-011),
- rappelle aux pilotes les conséquences qui peuvent résulter de l’installation d’une vitesse de rotation en lacet et les sensibiliser sur la nécessité de contrer immédiatement tout départ en rotation.

⇒ Qu’EC poursuive ses investigations techniques et apporte des modifications correctives pour limiter ou supprimer les efforts inhabituels sur la chaîne de lacet.

➢ **s’agissant des performances du RAC**

Qu’EC mène une réflexion destinée à améliorer la marge de poussée du RAC.

➢ **s’agissant de la documentation**

Que les documentations suivantes soient rédigées et dûment approuvées par les autorités compétentes :

⇒ manuel d’exploitation BK 117 C2,

⇒ consignes opérationnelles permanentes relatives au BK 117 C2,

⇒ consignes permanentes d’entraînement et de contrôle, notamment celles relatives aux séances d’instruction pratique sur BK 117 C2 (mise à jour),

⇒ de formaliser les séances d’entraînement à l’adaptation opérationnelle sur BK 117 C2.

➢ **s’agissant de l’embarquement des secouristes à bord**

Que des directives soient données sur le nombre et la qualité des secouristes, ainsi que sur le matériel à embarquer à bord des hélicoptères du GHSC, et ce en fonction des missions, notamment celles effectuées dans le cadre de secours en montagne.

- **s'agissant du manuel de vol**

  Qu'Eurocopter mette en place dans le manuel de vol du BK 117 C2 un supplément relatif à l'utilisation de l'appareil en montagne.

4.2. MESURES DE PRÉVENTION N'AYANT PAS TRAIT DIRECTEMENT À L'ACCIDENT

Le Bureau enquêtes accidents défense recommande que :

- **s'agissant des évaluations technico-opérationnelles**

  En règle générale, à l'arrivée d'un nouvel appareil, une évaluation technico-opérationnelle (ETO) est menée avant qu'il ne soit utilisé dans un contexte opérationnel, notamment celui de la haute montagne.

  Si, pour des raisons quelconques, son utilisation opérationnelle est indispensable avant la fin de l'ETO, il convient, du fait que le comportement de l'appareil est encore mal connu, de rédiger des consignes et des procédures d'emploi opérationnel provisoires, ainsi que des règles de sécurité aérienne adaptées.

  Le programme de l'ETO doit, par ailleurs, faire l'objet d'un calendrier d'exécution détaillé et de rapports d'étape afin que les consignes, procédures d'emploi opérationnel et règles de sécurité provisoires, citées supra, soient régulièrement actualisées.

  Dans le cas présent, l'ETO a débuté en août 2002. A ce jour, le rapport relatif à cette ETO n'a pas été diffusé. Il est donc souhaitable de finaliser dans les meilleurs délais les conclusions de cette ETO afin de pouvoir procéder à la rédaction des consignes opérationnelles permanentes.

  En effet ces consignes conditionnent au plus haut point l'instruction et la formation du personnel navigant.

➢ **s’agissant des enregistreurs de vol**

Que les nouveaux appareils arrivant en service soient systématiquement équipés d’enregistreurs de paramètres ou de sécurité, notamment pour le BK 117 C2.

➢ **s’agissant d’ergonomie**

⇒ **Que l’ergonomie de l’indicateur Vartoms soit améliorée** afin de réduire notamment le nombre de fausses alarmes et les désalignements « moteur » dus aux passages en mode manuel lors de variations amples de puissance.

Une étude de faisabilité technique pourrait, par ailleurs, être menée pour que les BK 117 C2 soient équipés d’un FADEC (*Full Authority Digital Engine Control*) qui supprimerait ces inconvénients.

⇒ **Que l’ergonomie de l’indicateur Mast Moment soit améliorée** (type hélicoptère TIGRE) de façon à ce qu’il rende sa surveillance la moins pénalisante possible pour le pilote, notamment dans les terrains difficiles.

La suppression du Mast moment pourrait, par ailleurs, faire l’objet d’une étude technique.

⇒ **Que l’ergonomie des alarmes sonores et visuelles soit améliorée** de façon à éviter le déclenchement d’alarmes secondaires, notamment en pilotage « montagne ».

➢ **s’agissant de l’utilisation des appareils en mono pilote**

Dans le cadre de l’ETO, qu’une réflexion soit menée sur la pertinence à employer, dans certaines circonstances, un équipage à deux pilotes, notamment dans l’environnement ergonomique complexe cité supra.

➢ **s’agissant de la visualisation du disque rotor**

Que le dispositif de visualisation des extrémités pales du rotor principal soit nettement amélioré, quelles que soient les conditions météorologiques.

- **s’agissant de la formation des équipages au CRM (Crew *Ressources Management)***

  Les surcharges de travail du pilote générées par l’ergonomie du Vartoms, du Mast Moment et des nombreuses alarmes sonores et visuelles montrent que les équipages doivent suivre une formation CRM spécifique au BK 117 C2 et qu’un recyclage soit prévu.

- **s’agissant de modification technique**

  Qu’un indicateur de vent (indicateur de dérapage), de type « ficelle », soit monté sur le BK 117 C2 de façon à ce que le pilote puisse visualiser le vent lors des passages stabilisés à basse vitesse.

- **s’agissant des consignes de sécurité**

  Que des directives soient données pour que les équipages rappellent systématiquement au personnel embarqué et fassent respecter, à chaque vol, les consignes de sécurité, notamment celles relatives au port obligatoire de la ceinture de sécurité ou celles relatives à l’accrochage sur un point prévu à cet effet.

- **s’agissant des points d’assurance spécifiques**

  Que des points d’assurances spécifiques, de types « ligne de vie », soient développés pour les partenaires équipés de baudriers.

Bureau enquêtes accidents Défense

RAPPORT PUBLIC D'ENQUETE TECHNIQUE

BEAD-S-2003-017-A



ANNEXES

ANNEXES

1. CONCLUSIONS DE LA CAMPAGNE D'ESSAIS

La synthèse des résultats de la campagne d'essais présentés par EC est la suivante :

- Les performances (masses maximales en vol stationnaire) et les qualités de vol (manoeuvrabilité) sont en parfait accord avec les résultats des essais de certification.

  Les performances du manuel de vol sont confirmées.

- Des vols comparatifs ont été effectués avec et sans les dérives verticales de plan fixe (oreilles).

  Il n'a pas été mesuré de différence significative sur la manoeuvrabilité autour du vol stationnaire entre les deux configurations.

- Plusieurs vols d'essais ont été réalisés avec et sans PA dans des configurations identiques.

  Il est confirmé que le PA est une aide précieuse à la stabilisation en conditions turbulentes et qu'il n'y a pas de différence sur la contrôlabilité en lacet entre PA sur « ON » et PA sur « OFF ».

- A plusieurs reprises les pilotes ont rencontré des efforts importants sur la chaîne de lacet.

  Dans certains cas, le pilote a estimé faussement que l'hélicoptère était en butée de commande de lacet. Le fait de maintenir la poussée sur le palonnier permet néanmoins d'atteindre la butée réelle.

  Les efforts en lacet perturbent donc la perception des butées de commande.
  Une lettre service a donc été diffusée par EC pour prévenir les pilotes de cet effet.

- Le contrôle en lacet a fait l’objet de vols d’essais à des azimuts de vent relatif répartis sur 360° avec des vents de 0 à plus de 20 kt.

  Sur de fortes applications de couple jusqu’aux valeurs transitoires, il est possible, en fonction du vent, de déclencher une rotation à droite. Mais il n’a pas été démontré de départ rapide ou inattendu.

  Aucun phénomène de perte de contrôle en lacet n’a été rencontré lors des essais.

- Lors de mise de couple jusqu’aux valeurs transitoires, il a été évalué l’influence du temps de retard de l’application de l’action aux pédales correspondantes (anticouple).

  Il est important de ne pas laisser s’installer une vitesse de rotation. Tout départ doit être immédiatement contré.

Ces résultats ont conduit EC à faire les propositions suivantes :

- Pour les vols prévus être effectués en automne 2004 par la Sécurité civile dans le cadre de l’évaluation en montagne du BK 117 C2, d’équiper l’hélicoptère d’une installation de mesures légères, en assurer sa maintenance et son exploitation et de mettre à disposition un équipage pendant la durée des vols.

- Pour faire bénéficier les utilisateurs des enseignements qui peuvent être tirés de la campagne d’essais en vol et des évaluations en montagne menées par la Gendarmerie et la Sécurité civile, de mettre en place dans le manuel de vol du BK 117 C2 un supplément opérationnel intitulé « recommandations pour le vol en montagne ».

- De conserver la recommandation opérationnelle qui préconise d’utiliser des masse permettant au moins 10% de marge en lacet dans le cadre des opérations en montagne.

2. ETUDES DES DIFFÉRENTS POINTS DE RÉCUPÉRATION

Les membres de l’équipage et les passagers n’ont pas de souvenir exact du point de récupération du randonneur.

Or l’identification formelle du point de récupération du secouru est primordiale pour la compréhension de cet accident.

En effet, les recherches d’indices (traces et débris), sur et autour de ce point, sont de nature à déterminer si l’appareil a touché ou non un obstacle naturel avec ses pales de rotor principal ou anticouple.

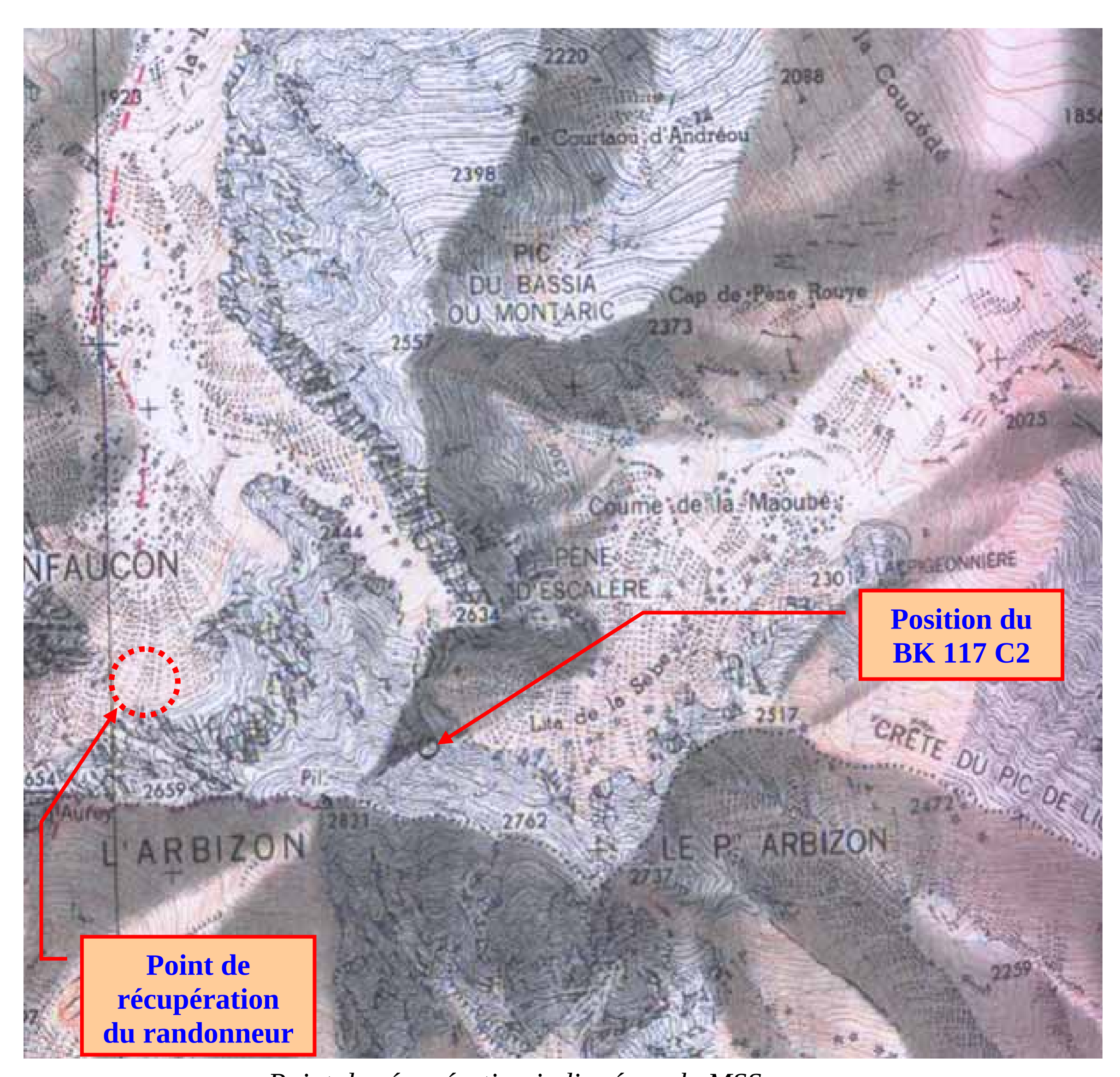
Il a donc été nécessaire d’emmener en vol, séparément, le MSS, le CRS secouriste et le randonneur.

Ils ont indiqué chacun un point de poser différent.

C’est pourquoi les paragraphes qui vont suivre s’attachent à étudier, dans le détail, chacun de ces points, pour essayer de n’en retenir qu’un seul.

2.1. ETUDE DU POINT DE RÉCUPÉRATION INDIQUÉ PAR LE MSS

Point le plus éloigné du lieu de l’évènement, c’est un petit éperon rocheux situé dans un cirque, le long d’une paroi orientée nord-ouest, à 2700 mètres d’altitude dans le massif de l’Arbizon.
Il est situé à une trentaine de secondes de vol du point d’impact, en cas de perte de contrôle en lacet de l’appareil.



Point de récupération indiqué par le MSS

Ce point de récupération permet au pilote :

- d'effectuer une reconnaissance de point de poser en toute sécurité,
- de pratiquer une approche de précaution en longeant la paroi main gauche et de disposer en permanence d'un dégagement situé à sa droite,
- de réaliser un poser « patin » gauche en toute sécurité,
- étant posé, d'être suffisamment éloigné de la paroi lui assurant :

  ⇒ une protection face à d'éventuelles chutes de pierre,

  ⇒ la certitude de ne pas toucher des pales principales ou du RAC,

- d'avoir un axe d'approche et de décollage dégagé de tout obstacle,
- de récupérer le randonneur en se posant à ses pieds, tout en gardant sur lui une vue permanente, et ce pendant toute les phases de vol du secours.

C'est donc un point de poser qui permet au pilote de réaliser le secours dans les meilleures conditions possibles en appui patin.

Ce point de récupération, appelé « point du MSS », est pris en compte dans l'énoncé et la vérification des hypothèses.

2.2. ETUDE DU POINT DE RÉCUPÉRATION INDIQUÉ PAR LE CRS SECOURISTE

Le point indiqué par le CRS secouriste se trouve dans un pierrier très étroit et très pentu. Il est situé dans la face nord-ouest du massif de l'Arbizon à 2750 mètres d'altitude.
Il impose au pilote d'effectuer une reconnaissance très précise de la zone.
Son emplacement dans la paroi et son exiguïté interdisent tout poser patin car le disque rotor toucherait obligatoirement le sol.
Tous les pilotes qui ont été emmenés, pour avis, sur les lieux, sont unanimes sur ce point.
A partir de ce point, la récupération du randonneur ne peut donc se réaliser que par hélitreuillage.

Les chutes de pierre rendent par ailleurs l'endroit extrêmement dangereux pour un randonneur. Cette constatation est en totale contradiction avec le témoignage du secouru qui a indiqué que sa position était dégagée et qu'elle n'était pas sujette aux chutes de pierre.

Enfin, le secouriste indique que de sa position, il ne voyait aucune route ou habitation. Or, ce point le permet.

En conséquence, compte tenu de ces éléments d’une part, et que d’autre part, le CRS secouriste n’a pas vraiment reconnu la zone, il convient de ne pas prendre en compte ce point de récupération.

2.3. ETUDE DES DEUX POINTS INDIQUÉS PAR LE RANDONNEUR

Le randonneur a identifié deux points comme étant possible.

- **Le premier point matérialisé par le randonneur** correspond, à une dizaine de mètres près, à celui indiqué par le MSS et déjà étudié supra, en premier lieu.

  Cette indication conforte l’hypothèse qu’il est le point de récupération le plus probable.

  Ce premier point du randonneur confirme donc le point indiqué par le MSS.

- **Un deuxième point a été indiqué par le randonneur.** Il fait suite à une reconnaissance effectuée avec la gendarmerie de Tarbes au cours de laquelle il pensait reconnaître une zone de récupération et non un point précis. Il a, peu de temps après, éliminé ce point de récupération et confirmé le premier point qu’il avait indiqué.

  Une étude approfondie de cette zone mérite toutefois d’être menée pour déterminer les possibilités de poser patin qu’elle offre.

  Cette zone est située à environ 200 mètres de dénivelée au-dessus du point final du crash, à 2700 mètres d’altitude et à mi chemin entre le crash et le point indiqué par le MSS.

Particulièrement difficile d’accès à pied, elle est relativement pentue et n’offre pas beaucoup de possibilité de poser en appui patin, voire aucune.

Un seul endroit dans cette zone pourrait être de nature à conduire un pilote à essayer de se poser en appui patin.

C’est un endroit particulièrement proche de la paroi et des obstacles (rocher proéminant), assez exigu et sujet à de nombreuses chutes de pierre.

Il demande, obligatoirement, avant d’essayer de s’y poser, d’effectuer une reconnaissance de zone très pointue.

Cette reconnaissance, si elle est menée dans les règles de l’art, doit inciter le pilote, mais aussi l’équipage, à prendre la décision de treuiller le randonneur pour le secourir.

Compte tenu des éléments cités supra et de l’absence de débris dans cette zone, il convient d’éliminer ce deuxième point indiqué par le randonneur.

2.4. AUTRE POINT POSSIBLE SUPPOSÉ PAR LE GROUPE D’ENQUÊTE

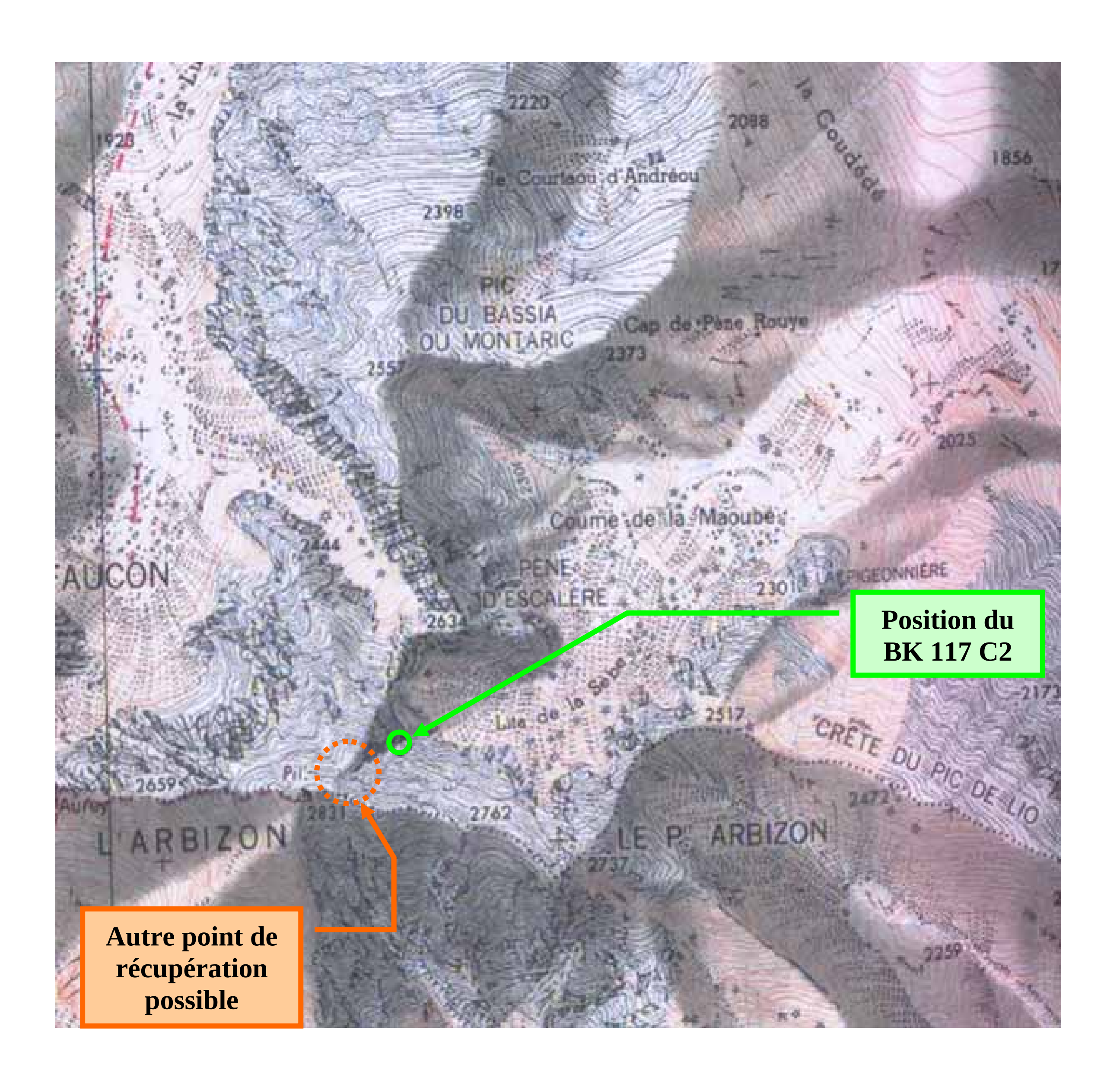
Compte tenu de la façon dont l’appareil a initialement impacté le sol (violemment et verticalement), et de l’éloignement du point de poser patin indiqué par le MSS et le secouru par rapport au point d’impact, il est nécessaire de supposer qu’un autre point de récupération est possible.

Il pourrait être positionné dans un secteur situé au dessus du point de crash, à plus ou moins 10 ou 20° de sa verticale, et plus particulièrement au centre du cercle en pointillés matérialisé sur la photographie ci-après.

Ce point de récupération supposé (« point des enquêteurs »), sera pris en compte dans le chapitre traitant de « l'énoncé et de la vérification des hypothèses ».



Autre point de récupération possible situé à la verticale de la position de l'épave



En conclusion, aucun débris ou trace n’ont été retrouvés autour de ce « point des enquêteurs », autour du « point du MSS », pas plus qu’autour d’aucun autre point de récupération envisagé.

3. PERTE D’EFFICACITÉ DU ROTOR ANTICOUPLE

(LOSS OF TAIL ROTOR EFFECTIVENESS LTE)

Traduction partielle de la circulaire N°90-95 émise par la FAA[37]

La perte d'efficacité du rotor de queue est une condition aérodynamique critique de vol à basse vitesse qui peut conduire à un brusque mouvement de lacet non commandé qui ne se réduit pas de lui-même et qui, s'il n'est pas corrigé, peut entraîner la perte de contrôle de l'appareil.

Le LTE n'est pas lié à une déficience de la maintenance et peut se produire à des degrés divers sur tout hélicoptère mono rotor pour des vitesse aérodynamiques inférieures à 30 kt. Le LTE n'est pas nécessairement le résultat d'une insuffisance de la marge de contrôle.

La marge de contrôle de l'anticouple établie lors des essais de la FAA est précisément définie et a été déterminée pour tenir compte de manière adéquate des vitesses de vent arrière et traversier approuvées, ainsi que pour contrer des rafales de vent de force raisonnable. Ces essais sont basés sur le postulat que le pilote a connaissance de l'azimut de vent critique pour son hélicoptère et maintient le contrôle de l'hélicoptère en ne permettant pas à des taux de lacet excessifs de se développer.

[37] FAA : *federal aviation agency* (agence fédérale de l'aviation).

Le LTE a été identifié comme un facteur contributif dans plusieurs accidents d'hélicoptère lié à une perte de contrôle. Les vols à basse altitude et basse vitesse dans lequel l'attention du pilote est susceptible d'être détournée des conditions dynamiques de contrôle de l'hélicoptère, sont particulièrement sensibles à ce phénomène.

Les trois exemples suivants sont caractéristiques de ce type d'accident.

- Un hélicoptère est entré en collision avec le sol à la suite d'une perte de contrôle lors d'une phase d'approche à l'atterrissage. Le pilote a rapporté qu'il était en approche sur un site d'atterrissage placé sur une crête, quand à 70 ft au dessus du sol, à une vitesse de 20 kt, une rafale a induit une perte de contrôle directionnel. L'hélicoptère est parti en rotation rapide par la droite autour de l'axe du rotor. Le pilote n'a pu reprendre le contrôle de l'appareil avant de toucher le sol.

- Un hélicoptère s'est écrasé sur le sommet du Mont Pike à altitude de 14000 ft MSL[38]. Le pilote a indiqué qu'il avait fait un passage à basse hauteur au dessus du sommet avec un vent de face de 40 kt avant de perdre l'efficacité du rotor de queue. Il a ensuite perdu le contrôle directionnel et a touché le sol.

- Un hélicoptère est entré dans un virage à droite non commandé et est entré en collision avec le sol. Le pilote évoluait à environ 300 ft AGL[39] quand l'appareil est entré dans un virage à droite non commandé. Incapable de reprendre le contrôle, il a coupé les gaz et a tenté un atterrissage d'urgence dans un parc urbain.

[38] MSL : *mean sea level* (altitude, exprimée en pieds, mesurée à partir du niveau moyen de la mer.)
[39] AGL : *above ground level* (altitude, exprimée en pieds, mesurée à partir du niveau du sol).

COMPRENDRE LE PHENOMENE LTE

Pour comprendre le LTE, le pilote doit d'abord comprendre la fonction du système anticouple.

Sur les hélicoptères mono rotor de fabrication américaine, le rotor principal tourne dans le sens inverse des aiguilles d'une montre en vue de dessus.
Le couple produit par le rotor principal provoque la rotation du fuselage de l'appareil dans le sens opposé (le nez part à droite). Le système anticouple fournit une poussée qui contrecarre ce couple et permet le contrôle directionnel en vol stationnaire.
Sur certains hélicoptères de fabrication européenne ou russe, le rotor principal tourne dans le sens des aiguilles d'une montre en vue de dessus.

Dans ce cas, le couple produit par le rotor principal provoque la rotation du fuselage de l'appareil dans la direction opposée (le nez part à gauche en vue de dessus).

La poussée du rotor de queue contrecarre ce couple et permet le contrôle directionnel en vol stationnaire. (*Note : nous étudierons le cas des hélicoptères de fabrication américaine.)*

La poussée du rotor de queue est contrôlée par l'appui sur la pédale anticouple par le pilote. Si le rotor de queue génère plus de poussée que nécessaire pour contrer le couple du rotor principal, l'hélicoptère prendra un mouvement de lacet et tournera par la gauche autour de l'axe vertical. Si une poussée inférieure du rotor de queue est générée, l'hélicoptère tournera en lacet à droite. En faisant varier la poussée générée par le rotor de queue, le pilote contrôle son cap en vol stationnaire.

En l'absence de vent, pour un réglage de couple de rotor principal donné, il existe une valeur exacte de poussée du rotor de queue qui permet d'empêcher l'hélicoptère de partir en lacet à droite ou à gauche. Ceci est appelé la poussée d'équilibre du rotor de queue. Pour maintenir un cap constant en vol stationnaire, le pilote doit maintenir la poussée du rotor de queue à la valeur de la poussée d'équilibre.

Cependant, l'environnement dans lequel les hélicoptères évoluent, n'est pas contrôlé. Les hélicoptères sont constamment soumis à des variations de vent en force et en direction. La poussée d'équilibre requise en vol réel dépend des effets du vent. Si un mouvement de lacet à droite non commandé apparaît, il peut être le fait d'une réduction de la poussée effective du rotor de queue, du fait du vent.

Le vent peut aussi augmenter la poussée du système anticouple. Dans ce cas, l'hélicoptère réagira par un mouvement de lacet à gauche non commandé. Le vent peut produire des variations de la poussée du système anticouple. Certaines directions relatives du vent sont plus susceptibles que d'autres de produire des variations de la poussée du rotor de queue. Ces directions relatives du vent, ou secteurs, forment un environnement propice au LTE.

CONDITIONS DANS LESQUELLES LE LTE PEUT SE PRODUIRE

Toute manœuvre qui nécessite que le pilote opère à puissance élevée, à basse vitesse avec un vent traversier gauche ou arrière, crée un environnement où un mouvement de lacet droite non commandé peut se produire.

Les virages à droite sont davantage susceptibles de conduire au phénomène LTE. Ceci est particulièrement vrai lors des vols à basse vitesse car le pilote peut être dans l'incapacité d'arrêter la rotation. L'hélicoptère aura tendance à partir en lacet à droite.

Une réponse adaptée au bon moment au lacet à droite non commandé est critique. Le mouvement de lacet est généralement contrable si une action supplémentaire sur la pédale gauche du palonnier est appliquée immédiatement. Si la réponse est incorrecte ou trop tardive, la vitesse de lacet peut rapidement augmenter jusqu’à un point où la récupération n'est pas possible.

Une simulation informatique a montré que si le pilote tardait à inverser l'action sur le palonnier lors d'un passage à une situation de vent traversier gauche (où une action prononcée sur la pédale droite du palonnier est nécessaire pour contrer le dérapage) à celle du vent arrière, le contrôle serait perdu et l'appareil tournerait sur plus de 360° avant de s'arrêter.

Le pilote doit anticiper ces variations, se concentrer sur le pilotage et ne pas laisser s'installer le mouvement de lacet. La prudence doit être de mise dans l'exécution du virage à droite dans des conditions propices au LTE.

CARACTERISTIQUES DE VOL DU LTE.

Des essais en vol et en soufflerie approfondis ont été conduits par les fabricants d'hélicoptères. Ces essais ont identifié quatre secteurs d'azimuts de vent relatif et les caractéristiques d'appareils résultantes, qui peuvent, soit isolément ou de manière combinée, créer un environnement favorable au LTE de nature à affecter défavorablement la contrôlabilité des appareils. Un résultat direct de ces essais, est que les opérations dans les régimes de basse vitesse, augmentent considérablement la charge de travail du pilote.

Bien que des azimuts de vents déterminés ont été identifiés pour chaque secteur, le pilote doit être conscient que ces azimuts fluctuent en fonction des conditions d'environnement. Ces régions se chevauchent effectivement. Les variations de poussée les plus importantes se produisent dans les zones de chevauchement.

Ces conditions ne sont présentes qu'aux vitesses air inférieures à 30 noeuds et s'appliquent à tous les hélicoptères mono rotor.

Les données des essais en vol ont montré que le rotor de queue ne décrochait pas lorsque le phénomène LTE se produit.

INTERFERENCES DU VORTEX DU DISQUE DU ROTOR PRINCIPAL (285° à 315°)

- Des vents de vitesse compris entre 10 et 30 kt environ venant du secteur avant gauche conduiront le vortex du rotor principal à être soufflé dans le rotor de queue de part le vent relatif. L'effet du vortex du disque du rotor principal est d'amener le rotor de queue à travailler dans un environnement extrêmement turbulent.

- Pendant un virage à droite, le rotor de queue subira une réduction de la poussée lorsqu'il viendra à opérer dans le champ du vortex du disque du rotor principal. La diminution de la poussée du rotor de queue provient des variations du flux d'air qu'il subit lorsque le vortex du disque du rotor principal se déplace au travers du disque du rotor de queue. L'effet du vortex du disque du rotor principal est d'augmenter l'angle d'attaque des pales du rotor de queue (augmentation de la poussée).

- L'augmentation de l'angle d'attaque nécessite que le pilote agisse davantage sur la pédale droite du palonnier (réduction de poussée) pour maintenir le même taux de virage.

- Lorsque le vortex du disque du rotor principal dépasse le rotor de queue, l'angle d'attaque du rotor de queue est réduit. Cette réduction de l'angle d'attaque produit une réduction de la poussée et une accélération d'un lacet à droite s'installe. Cette accélération peut être surprenante puisque le pilote était précédemment en train d'accentuer la pression sur la pédale droite pour maintenir le taux de virage à droite.

- Cette réduction de poussée se produira brutalement et si elle n'est pas rapidement corrigée, se transformera en une rotation brutale et incontrôlable autour de l'axe du rotor. En opérant dans ce secteur, le pilote doit être conscient que la réduction de la poussée du rotor peut survenir brutalement et il doit être prêt à réagir rapidement et contrer la réduction de poussée par une action sur la pédale gauche.

EFFET GIROUETTE (120° à 240°)

- Des vents arrière du 120° au 240°, tout comme les vents traversiers gauche, conduiront à une forte charge de travail du pilote. La caractéristique la plus significative des vents arrière est, qu'ils agiront comme des accélérateurs du mouvement de lacet. Les vents dans ce secteur tendront à placer le nez de l'appareil dans le lit du vent relatif. Cette caractéristique est liée au fuselage et à l'empennage vertical.

- L'hélicoptère fera un lent virage non commandé, soit à gauche, soit à droite, selon la direction exacte du vent à moins qu'une action contraire sur la pédale de palonnier soit faite. Si une vitesse de lacet s'est établie dans l'une ou l'autre direction, elle sera accélérée dans la même direction quand le vent relatif entrera dans le secteur 120° - 240° à moins qu'une action corrective soit entreprise.

- Si le pilote laisse une vitesse de lacet à droite se développer et que la queue de l'hélicoptère se déplace dans ce secteur, la vitesse de lacet peut s'accélérer rapidement. Il est impératif que le pilote maintienne un contrôle ferme du lacet et porte toute son attention sur le maintien du contrôle de l'appareil lors du vol en condition de vent arrière.

- L'hélicoptère peut opérer en sécurité dans les secteurs de vent relatif précédemment mentionnés si une attention correcte est portée au maintien du contrôle. Si le pilote relâche son attention pour une raison quelconque et qu'une vitesse de lacet s'établit dans un des secteurs de vent relatifs mentionnés, la vitesse de lacet peut augmenter.

SITUATION D'ANNEAU DE VORTEX DU ROTOR DE QUEUE (210° à 330°)

- Les vents dans ce secteur conduiront à l'établissement d'une situation d'anneau du vortex du rotor de queue. Alors que le flux d'air passe au travers du rotor de queue, il crée une poussée du rotor de queue sur la gauche. Un vent traversier gauche s'opposera à cette poussée du rotor de queue. Ceci conduit à la formation de l'anneau vortex qui produit un flux d'air non uniforme et instable dans le rotor de queue. Cette situation d'anneau vortex entraîne des variations de la poussée du rotor de queue amenant des écarts en lacet. L'effet résultant de ce flux instable est une oscillation de la poussée du rotor de queue. C'est la raison pour laquelle des mouvements rapides et continus sur le palonnier sont nécessaires en vol stationnaire par vent traversier gauche.

- En réalité, le pilote tente en permanence de compenser les changements rapides de la poussée du rotor de queue. Le maintien d'un cap précis dans ce secteur est difficile. Le LTE peut se produire lorsque le pilote exagère les manœuvres nécessaires.

- La charge de travail importante sur le palonnier résultant de la situation d'anneau du vortex du rotor de queue est bien connue et les hélicoptères sont régulièrement pilotés dans ce domaine. Ces conditions ne présentent pas de problèmes significatifs à moins d'une action corrective tardive.

- Quand la poussée générée est inférieure à celle requise, l'hélicoptère partira en lacet à droite. En vol stationnaire par vent traversier gauche, le pilote doit se concentrer sur une coordination souple des pédales et ne pas se laisser se développer un mouvement de lacet droit.

- Si le pilote laisse s'installer une vitesse de lacet droit, l'hélicoptère peut tourner dans le secteur de l'azimut du vent où l'effet de girouette accélèrera ensuite le virage à droite.
  La charge de travail pendant une situation d'anneau vortex sera élevée. On ne devra pas laisser s'installer une augmentation du taux de lacet droit.

PERTE DE LA PORTANCE TRANSLATIONNELLE

- La perte de portance translationnelle résulte d'une augmentation de la demande de puissance et de besoins additionnels d'anticouple.

- Cette condition est plus marquée lors des opérations près de où à la puissance maximale et est associée au LTE pour deux raisons :
  - ⇒ premièrement si l'attention du pilote est détourné du fait d'une augmentation de la vitesse de roulis droit, le pilote peut ne pas se rendre compte que l'appareil n'est plus face au vent et de ce fait la portance translationnelle est réduite.
  - ⇒ deuxièmement, si le pilote ne maintient pas la vitesse air lors d'un virage à droite en vent arrière, l'appareil peut subir une accélération de la vitesse de lacet à droite, alors que la demande de puissance augmente et que la vitesse de chute augmente. Une attention insuffisante du pilote à la direction et à la vitesse du vent peut conduire à une perte inattendue de la portance translationnelle. Lors d'opérations près de ou à la puissance maximale, l'augmentation de la demande de puissance pourrait conduire à une réduction de la vitesse de rotation du rotor.

- Le pilote doit constamment prendre en considération le cap de l’appareil, la trace au sol et la vitesse du sol apparente qui conduisent tous à des sensations de dérive dues au vent ou des sensations de vitesse. Laisser dériver un hélicoptère au dessus du sol de part le vent conduit à une perte de la vitesse relative du vent et une diminution correspondante de la portance translationnelle. Toute réduction de la portance translationnelle se traduira par une augmentation des besoins de puissance et de l’anticouple.

AUTRES FACTEURS

Les facteurs suivants peuvent influencer de manière significative l'intensité du déclenchement du LTE.

- Masse totale et densité de l'air

  Une augmentation de l'un ou l'autre de ces facteurs diminuera la marge de puissance entre la puissance maximale disponible et la puissance requise pour le stationnaire.

  Le pilote devrait conduire les manœuvres à basse vitesse et basse altitude à la masse minimale.

- Basse vitesse indiquée

  Aux vitesses inférieures à la portance translationnelle, le rotor de queue doit fournir pratiquement 100 % du contrôle directionnel. Si la valeur de la poussée rotor requise n'est pas disponible pour quelques raisons que ce soit, l'appareil partira en lacet droit.

- Ecroulement de la puissance

  Une application rapide de puissance peut conduire à un écroulement transitoire de la puissance. Toute diminution dans la vitesse de rotation du rotor principal amènera une réduction correspondante de la poussée du rotor de queue.

  Le pilote doit anticiper cela et appliquer une action additionnelle sur la pédale gauche du palonnier pour contrer le couple du rotor principal. Toutes les demandes de puissance doivent être faites le plus souplement possible pour minimiser les effets d'un écroulement de puissance.

REDUIRE LES CONDITIONS DE DECLENCHEMENT DU LTE

Dans le but de réduire les conditions de déclenchement du LTE, le pilote devra :

- s'assurer que le rotor de queue est réglé conformément au manuel de maintenance.
- maintenir le maximum de puissance pour la vitesse de rotation du rotor principal. Si on laisse diminuer la vitesse de rotation du rotor principal, la poussée anticouple diminue proportionnellement.

LORS DES MANŒUVRES ENTRE LE VOL STATIONNAIRE ET LA VITESSE DE 30 KT

- **Eviter les vents arrière** : si une perte de portance translationnelle se produit, cela se traduira par une augmentation de la demande de la puissance et des besoins d'un anticouple additionnel.
- Eviter le stationnaire hors effet de sol et les situations demandant une forte puissance tels que les virages à basse vitesse en vent arrière.
- Etre particulièrement attentif aux variations de vitesse et de direction du vent en vol stationnaire par **vents compris entre 8 et 12 kt environ (particulièrement hors effet de sol)**. Pour le pilote, il n'y a pas d'indication claire d'une réduction de la portance translationnelle. Une perte de portance translationnelle se traduit par une forte demande de puissance non prévue et une augmentation des besoins en anticouple.
- Etre conscient que si une forte action sur la pédale gauche du palonnier est maintenue, l'action nécessaire pour conter un mouvement de lacet à droite non prévu pourra ne pas être disponible.
- Etre attentif au changement des conditions de vent et de vol de l'appareil qui pourraient être rencontrées lors des vols le long des crêtes et autour des bâtiments.
- Rester vigilant aux conditions de vent et de puissance.

TECHNIQUES DE RECUPERATION RECOMMANDEES

Si un mouvement de lacet brutal à droite se produit, le pilote devrait entreprendre les actions suivantes :

- Appliquer une action maximale sur le palonnier gauche. Simultanément avancer la commande de pas cyclique vers l'avant pour augmenter la vitesse. Si l'altitude le permet, réduire la puissance.
- Une fois la récupération effectuée, ajuster les commandes correspondantes au vol rectiligne vers l'avant.
- La réduction du pas collectif participera à l'arrêt du mouvement de lacet mais pourra engendrer une augmentation du taux de descente. Toute augmentation importante et rapide du pas collectif pour éviter le sol ou un obstacle peut augmenter davantage la vitesse de rotation en lacet et réduire la vitesse de rotation du rotor.
- L'amplitude de la réduction du pas collectif devra tenir compte de la hauteur au dessus des obstacles ou du sol, la masse totale de l'appareil et des conditions atmosphériques ambiantes.
- Si la rotation ne peut être arrêtée et que l'impact est imminent, une autorotation peut être la meilleure alternative. Le pilote devra maintenir une pleine action sur la pédale gauche du palonnier jusqu'à l'arrêt de la rotation et ensuite entreprendre une action adaptée au maintien du cap.

Les différentes directions du vent peuvent affecter significativement les vitesses de rotation en lacet pour une position de palonnier donnée. Le principe le plus important pour le pilote est d'avoir à l'esprit que le rotor de queue ne décroche pas aérodynamiquement. L'action corrective est d'appliquer un effort sur le palonnier dans le sens opposé au virage.

Eviter le LTE peut être efficacement entrepris par des pilotes ayant connaissance de ce phénomène et des conditions propices à son déclenchement.

Une action appropriée et à l'instant opportun est essentielle.

En maintenant une attention particulière au vent à ses effets sur l'appareil, le pilote peut réduire significativement l'exposition au LTE.